TECHNICZNE NOWOŚCI LOTNICZE

ORGAN ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

ROK V. WARSZAWA – LIPIEC 1937 r. Nr. 7

Redaktor Naczelny: Inż. JAN TUSZYŃSKI.

TREŚĆ:

DOŚWIADCZENIA Z PRACY ZAWORÓW SILNIKÓW LOTNICZYCH

Inż. KAZIMIERZ HAUK

(Dokończenie)

Gniazda

Szerokość siodła.

Przy pierwszych konstrukcjach silnika lotniczego zaczęto od wąskich siodeł. Jednakże z czasem obciążenie cieplne zaworów wzrastało, prowadząc do niedomagań stosowanych wówczas stali zaworowych. W dalszym rozwoju, zmieniając gatunki stali, zaczęto stosować szerokie siodła, przypuszczając, że uzyska się przez to lepszy odpływ ciepła z zaworu, jak również i mniejsze zużycie gniazd.

Dziś wracamy ponownie do wąskich siodeł, gdyż w świetle praktyki i doświadczeń specjalnych okazało się, że szerokie siodła nie spełniają zadań tak, jak się tego spodziewano. Teoria lepszego chłodzenia na ogół okazuje się błędna. Obejrzawszy zawór po pracy, zauważymy, że traci on styk najpierw na największej średnicy przylgni. Prowadzi to do odstawania grzybka i do większej absorbcji ciepła, które może dochodzić z trzech stron (patrz rys. 12). W wyniku otrzymamy najprawdopodobniej wyższe temperatury zaworów.

Zbyt szerokie siodła łatwo mogą chwytać cząsteczki obcych materiałów i pokrywać się nalotem, który jest tym rzeczywistym powodem przepalania się zaworów. Szerokie siodła przeciwstawiają się również docieraniu się zaworów na skutek ich ruchu obrotowego.

Ponadto kwestia zużywania się gniazd o szerokich siodłach nie przedstawia się tak, jak się spodziewano. Williams w swoich doświadczeniach nie uzyskał żadnych różnic zużycia gniazd, mimo zmian szerokości siodła (rys. 13). Obecnie stosujemy gniazda stalowe o stellitowanych siodłach, które nie zużywają się prawie wcale.

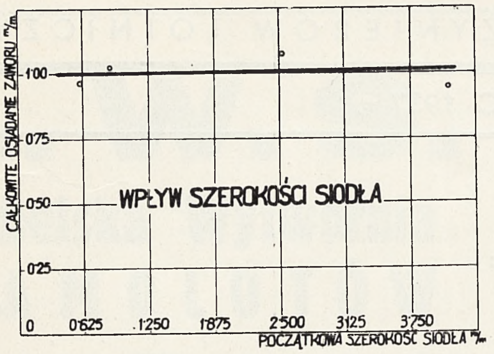


Rys. 12. Zawór po 200 godzinach pracy. Widać, że tylko górna część przylgni przylega do siodła.

Materiał.

Przez długi czas używano na gniazda brązu glinowego. Jednakże wprowadzenie paliw, zawierających czteroetylek ołowiu i bromki, dodawane dla zamiany tlenku ołowiu na lotny bromek ołowiu, daje również kwas bromowo-wodorowy i wzrost skłonności do korozji. Następnie, jak doświadczenia wykazały, istniało przenoszenie materiału gniazda na przylgnie grzybka. To spowodowało zarzucenie drogich zresztą gniazd brązowych i przejście na tańsze stalowe.

Takim materiałem jest znana stal N. M. C. o dużej zawartości niklu (skład chemiczny: 12%-



Rys. 13. Badanie wpływu szerokości siodła na zużycie gniazda przeprowadzone na gniazdach żeliwnych.

Ni, 5%-Mn, 3,5%-Cr, 0,6%-C), posiadająca duży współczynnik rozszerzalności cieplnej (0,000020) i właściwość szybkiego utwardzania się pod wpływem uderzeń zaworu. Spełnia ona dosyć dobrze swoje zadanie, jednakże znaczna zawartość manganu powoduje trudną obróbkę mechaniczną tej stali, zwłaszcza jeżeli chodzi o toczenie gwintu.

Przy istniejącym obecnie zwyczaju stellitowania siodeł gniazd można przejść na wygodniejsze materiały. Gniazda zaworowe powinny być oczywiście twarde, lecz pracując w temperaturach znacznie niższych niż zawory, bo rzędu 300°C, niezawsze wymagają właściwości stellitu.

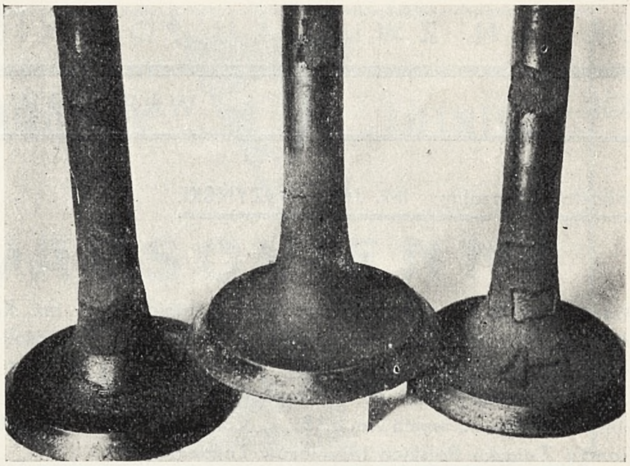
Amerykanie używają na gniazda tej samej stali austenitycznej co i na zawory, względnie o nieco wyższej zawartości krzemu, dochodzącej do 3%.

O smarowaniu trzonka

Trudno mówić o smarowaniu trzonka w prowadnicy, znając kłopoty, jakich nam pod tym względem przysparza praktyka. Niewątpliwie przez luz wokoło trzonka w prowadnicy przedostają się spaliny, które szukają najkrótszej drogi do obszaru niskiego ciśnienia, a ta droga jest krótsza, niż przez długi i kręty kolektor wydechowy. Duże luzy w prowadnicach sprzyjają przedostawaniu się smaru do dolnej części prowadnicy, bardzo gorącej, gdzie wytwarzać się będzie koks, prowadząc do zacierania i zawieszania się trzonków. Temu np. częściowo przypisuje się trudności zapuszczania silnika, gdyż zawieszone zawory nie dają kompresji. Fotografie rys. 14 przedstawiają wynik próby umieszczenia smarowniczki w środku prowadnicy. Na wprost otworu do smarowania uzyskano jedynie wyżarcia w trzonkach. To też w wyniku tych trudności mówi się często o zapobieganiu smarowania trzonka i sprowadza się problem do odpowiedniego doboru materiału na prowadnice zaworowe, a więc stosuje się brązy glinowe, cynowe i t. d., a Amerykanie polecają i używają odporny na temperaturę „Niresist", o następującym składzie: 15% — Ni, 7% — Cu, 3% — Cr, 1,2% — Si, 0,8% — Mn, reszta Fe.

Unikanie defektów zaworowych

Dodatkowe zabiegi przy zaworach, jak napełnianie sodem i stellitowanie, podwyższają wprawdzie koszty wytwarzania, ale są usprawiedliwione korzyściami, jakie przynoszą. Żadnymi zmianami konstrukcji cylindra i ulepszeniem chłodzenia, któreby mniej kosztowały, nie da się uzyskać tej poprawy, którą wnoszą stellitowanie i napełnianie sodem. Jest to jedyny sposób uniknięcia kłopotów przepalania się i pęknięć zaworów.

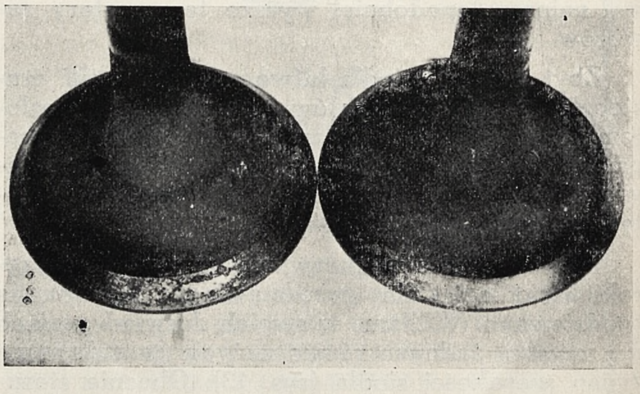


Rys. 14. Zapiekanie się smaru w prowadnicy prowadzi do zacierania się trzonka i wyżarć.

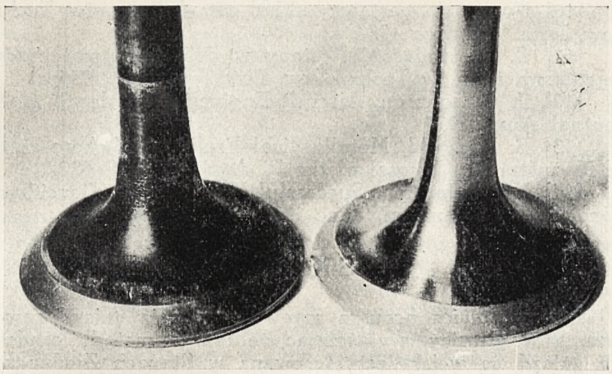
Stellitowanie.

Dzisiaj wzorowe porównanie odporności materiału na korozję i zużycie uzyskuje się przez zestawienie ze stellitem, który, po dość długim okresie pracy, będzie prawie czysty; na powierzchni nie będziemy prawie mieli śladów korozji, zendrowania, trawienia i t. p., jak również wbijania się nalotu, gdyż stellit zachowuje swoją twardość i w wysokich temperaturach pracy. To też pokrywanie powierzchni roboczych zarówno grzybka jak i gniazda stellitem nadaje im wysoką trwałość i jest obecnie powszechnie stosowane. Wydaje się jednak dziwne, że stellit tak długo musiał czekać na przyznanie mu praw obywatelskich, mimo że już w r. 1922 był użyty po raz pierwszy w samochodzie Willsa z bardzo dobrym wynikiem. Załączona fotografia (rys. 15), daje wymowny obraz wyższości zaworu stellitowanego nad niestellitowanym.

Napawanie stellitu wymaga jednak pewnej zręczności, gdyż dużą rolę gra strona technologiczna napawania. Ponadto, w/g doświadczeń rosyj-



Rys. 15. Zawory wydechowe po 100 godzinach pracy na jednocylindrówce. Lewy niestellitowany, prawy stellitowany.



Rys. 16. Zawory wydechowe stellitowane: lewy po 100 godzinach pracy, elektrycznie oczyszczony z nagaru, prawy — nowy,

skich [6] podstawowe znaczenie posiada zawartość węgla w stellicie. Przy zawartości C 1,3% w stopie mamy eutektykę. Podeutektyczny stellit (C < 1,3%) daje kryształy kobaltu w formie dendrytów na tle eutetyki. Według analiz przeprowadzonych przez Rosjan, amerykański stellit Haynes 6 należy do grupy podeutektycznej, zawierając nieco poniżej 1% węgla. Stąd i jego zaleta — odporność na utlenianie w procesie napawania i niewydzielanie CO, co zwykle ma miejsce przy nadeutektycznej budowie. Tylko taki stelit dobrze spływa, przylegając do napawanej powierzchni i zastygając spokojnie, bez wydzielin gazowych.

Stellit jest mało wrażliwy na obecność w mieszance czteroetylku ołowiu. Zawory wydechowe otrzymują w tych warunkach szarą błyszczącą powłokę jako wynik istnienia w mieszance ołowiu, zaś powierzchnia stellitowana zachowuje swoją jasną barwę. Zawór na zamieszczonej poniżej fotografii został oczyszczony z nagaru metodą elektrolityczną; zaznacza się jasna powierzchnia stellitowana. Dla porównania zamieszczamy obok zawór nowy (rys. 16).

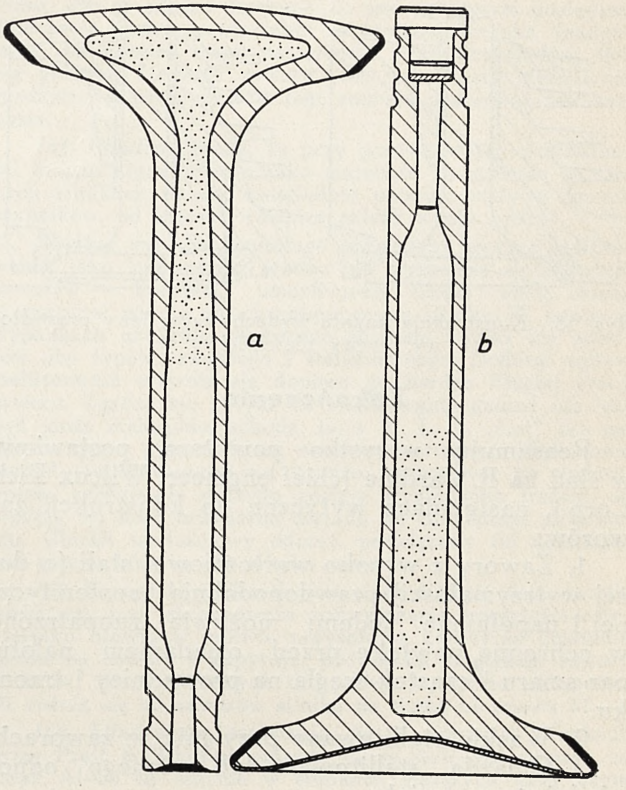
Napełnianie sodem.

Wielkim krokiem naprzód w rozwoju silników lotniczych było wprowadzenie chłodzenia zaworów od wewnątrz, zrazu solami, a następnie sodem. Spółczynnik przewodnictwa dla sodu (0,37) jest znacznie wyższy od spółczynnika dla stali austenitycznej (0,024). Sód topi się już w temperaturze 100°C, to też w czasie pracy, przelewając się, przenosi wydatnie ciepło z grzybka na trzonek, przeciwdziałając w ten sposób spiętrzeniu się ciepła i miejscowym przegrzaniom.

Poszczególne zawory, wypełnione sodem, o średnicy 50 mm pracowały przez długie okresy czasu, wydając 80 KM na zawór, i nigdy nie stawały się gorętsze, w/g danych amerykańskich, niż 1000°F (540°C).

Tylko dzięki chłodzeniu sodem można stosować stal silchromową na zawory; przedstawiony na rys. 17a zawór wydechowy jest właśnie zaworem z silnika amerykańskiego Wright-Cyclone, całkowicie odkutym ze stali silchromowej.

Gdybyśmy poprzestali na obecnej wydajności silnika, możnaby uważać kwestię materiałową za

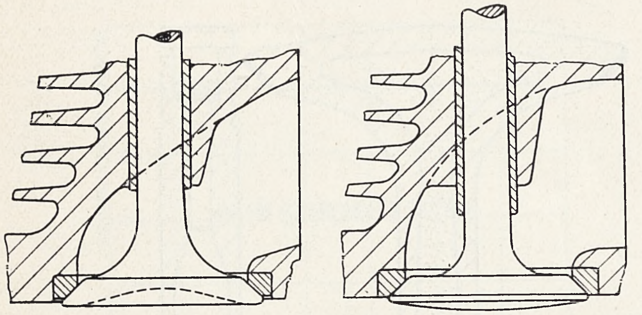


Rys. 17. a — zawór silnika Wright-Cyclone, b — zawór silnika Bristol-Pegaz.

rozwiązaną, lecz wydajność silnika rośnie — podnosimy obroty, zwiększamy moc przez dosprężanie, niebezpiecznie zatem byłoby poprzestać na znanym tworzywie.

Kilka uwag do konstrukcji kanału wydechowego

Przy konstrukcji cylindra i głowicy należy dążyć konsekwentnie do zmniejszenia temperatury zaworów. Prowadnicę należy ukształtować tak, aby można było ewentualnie powiększyć średnicę trzonka. W niektórych przypadkach można dość znacznie skrócić ogrzewaną część trzonka, tak samo jak i prowadnicę. Nagłe załamanie kanału wydechowego jest złe, gdyż miejsce załamania nagrzewa się bardziej od innych części kanału. Nie pozostawiać nadlewu do prowadnicy „samemu sobie". Należy go konstrukcyjnie dobrze związać z całością kanału, który winien być jak najkrótszy i nachylony od gniazda aż do wylotu. Szkic rys. 18 ilustruje w pewnym stopniu sposób poprawienia konstrukcji kanału wydechowego. Przekroje kanału wydechowego powinny być stopniowo wzrastające, jak w wylotowej części rury Venturi, gdyż wówczas będziemy mieli prawidłowy bezwirowy przypływ spalin i chłodniejsze ścianki kanału. Układ wydechowy (kolektor spalin) powinien być możliwie odsunięty, aby uniknąć jego oddziaływania na zawory, gdyż zazwyczaj jest on bardzo gorący. Przez staranne zaprojektowanie kanału, poza obniżeniem temperatury zaworów, wyeliminujemy możliwość deformacji kanału i przesunięcia, względnie skrzywienia prowadnicy w stosunku do gniazda.



Rys. 18. Konstrukcja kanału wydechowego; lewy prawidłowy, prawy niewłaściwy.

Zakończenie

Reasumując wszystko powyższe, postawimy, w ślad za R. Jardine (chief engineer, Wilcox Rich Corp.), następujące wytyczne do konstrukcji zaworów:

1. Zawory z wysoko wartościowej stali (o dużej wytrzymałości) prawdopodobnie austenitycznej i napełnione sodem; możliwie zaopatrzone w ochronną powłokę przed osiadaniem nalotu, par smaru i cząstek węgla na prowadnicy i trzonku.
2. Wąskie stellitowane przylgnie w zaworach.
3. Gniazda stellitowane lub z innego odpowiedniego materiału.
4. Dobrze zbudowany kapturek sprężynowy ze sferyczną przegubową podkładką pod jeden, względnie oba końce sprężyny, lub inny tego rodzaju odpowiedni element.
5. Prowadnice zaworowe z niepęczniejącego materiału, prawdopodobnie Niresistu, możliwie nie wystające do kanału wydechowego.
6. Hydrauliczna kompensacja luzów zaworowych.
7. Głowica z tak ukształtowanymi kanałami, aby uzyskać zawory możliwie najlepiej chłodzone; układ wydechowy daleko odsunięty, względnie chłodzony, aby nie było promieniowania ciepła z niego na zawory.

W myśl powyższych postulatów skonstruowane zawory przetrwają żywot silnika, nie wymagając docierania przed upływem 400 godzin pracy.

LITERATURA

[1] C. G. Williams, Valve and Valve Seat Wear, tłom. w Techn. Now. Lotn. sierpień 1934 r.

[2] C. G. Williams, Valve Seat Wear, Automobile Engineering, January 1935.

[3] Musatti i Reggiori, Untersuchungen an Stählen für Ventile von Explosionmotoren und ihre kennzeichnenden Eigenschaften bei hohen Temperaturen. Metallurg. ital. 1934, Nr. 7, 8, 9, 10.

[4] Boegehold and Johnson, Engineering Requirements in the Automotive Industry for Metals Operating at High Temperatures, Amer. Soc of. Mech. Engr., June 1931, S. 176/191.

[5] Schmidt und Mann, Werkstoffe für Auslassventile von Flugmotoren, Luftfahrtforschung, März 1936, S 71/84.

[6] A. T. Kutyła, Zawory wydechowe stellitowane, Techn. Wozd. Floty, wrzesień 1935 r.

[7] J. R. Handforth, Metalurgia stali zaworowych, tłom. w Techn. Now. Lotn. kwiecień 1933 r.

[8] F. R. Banks, Przystosowanie konstrukcji silników lotniczych do paliw, zawierających czteroetylek ołowiu, tłom. w Techn. Now. Lotn. kwiecień 1934 r.

[9] R. Jardine, Designing Valves and Related Parts for Maximum Service, S. A. E. Journal, 1935, S 268.

[10] Nowy samonastawny układ napędu zaworów, Techn. Now. Lotn. czerwiec 1934 r.

[11] C. C. Hodgson, Postępy w dziedzinie materiałów na zawory, tłom. w Techn. Now. Lotn. czerwiec 1934 r.

[12] J. B. Johnson, Aircraft Engine Materials, S. A. E. Journal April 1937.

[13] E. R. Gadd, Metallurgical Problems of Aero-Engine Manufacture, Journal of the R. A. S., 1936, S 622.

[14] H. L. Horning, Successful Valve-Design Considerations, S. A. E. Journal, June 1933, S 224.

DYSKUSJA

Inż. Starowicz porusza sprawę osadzenia gniazd zaworowych w głowicy, wyjaśniając że tańsza metoda osadzania gniazd na wcisk jest stosowana w Stanach Zjednoczonych w połączeniu z głowicami półkulistymi, posiadającymi dwa zawory na cylinder. Głowice takie podlegają mniejszym odkształceniom, dzięki czemu tego rodzaju prosta metoda zamocowania okazuje się dostateczna. W przeciwieństwie do tego daszkowe głowice silników Bristol odkształcają się podczas pracy w silniejszym stopniu, co pociąga za sobą konieczność zamocowania gniazd na gwint. Stellitowanie powierzchni grzybka, zwróconej do komory spalania, daje ujemne wyniki; ostatnio został w Anglii wprowadzony do tego celu stop „Brightray".

Inż. Werner prosi o wyjaśnienie, jak się przedstawia sprawa stosowania grafitu do smarowania trzonków zaworów. Wprowadzone przez firmę Bristol smarowniczki zatykały się po krótkim czasie używania.

Prelegent w odpowiedzi wyjaśnia, że w dziedzinie smarowania trzonków zaworowych nie posiada dostatecznej praktyki, w literaturze natomiast temat ten jest na ogół pomijany.

Inż. Litwinowicz wyjaśnia, że smarowanie trzonków zaworów wydechowych silników Brstol jest konieczne ze względu na mały wymiar i niedostateczne chłodzenie podczas pracy. Zaniedbanie smarowania może pociągnąć za sobą zawiśnięcie zaworu. Obawa zawisania zaworów silników konstrukcji amerykańskiej, spowodowanego złym smarowaniem trzonków, nie istnieje. Ze względu na obsługę silniki należy tak projektować, aby smarowanie trzonków nie było potrzebne, zaś najwygodniejszy w użytkowaniu byłby silnik, pozbawiony zaworów. P. L. L. „Lot" rozporządzają bogatym doświadczeniem w dziedzinie zaworów. Przypomina kłopoty, które napotkali wkrótce po wprowadzeniu silników Pegasus wskutek przepalania zaworów wydechowych. Przyczyną ich było latanie na zbyt ubogiej mieszance (ultra-weak mixture), której stosowanie może być zdaniem mówcy dopuszczalne jedynie na małych mocach. Nawiązuje do zeszłorocznego odczytu inż. Kamienobrodzkiego[1]), krytykując wysuniętą przez niego wówczas zasadę latania na ultra-ubogich mieszankach. Tego rodzaju regulacja poprawki wysokościowej wymaga wielkiej dokładności ze strony pilota, której trudno od niego wymagać, a ponadto sąsiaduje zbyt blisko z niebezpiecznymi warunkami pracy, przy których silnik zaczyna trząść. Napotkane w „Locie" w związku z przepalaniem trudności zostały wyeliminowane przez zastosowanie stellitowanych zaworów i zwiększenie jednostkowego zużycia paliwa podczas lotu. Zawory stellitowane dają doskonałe wyniki, lepiej zachowują kompresję silnika, dzięki czemu istnieje możność rzadszego remontowania silnika, zaś docieranie zaworów sprawia mniej kłopotu.

Stosowane w „Locie" silniki amerykańskie Wasp-Junior są zaopatrzone w zawory stellitowane, pracujące na gniazdach z brązu aluminiowego (stop miedzi i aluminium). Kombinacja taka wytrzymuje jakoby 1400 godzin wbrew zdaniu Anglików, którzy całkowicie zarzucili gniazda Cu-Al w silnikach, pracujących na paliwie z czteroetylkiem ołowiu. Ważną z punktu widzenia użytkownika zaletą gniazd Cu-Al jest łatwość ich doszlifowywania w przeciwieństwie do mniej przyjemnych pod tym względem gniazd stalowych.

Trudności sprawia nie tylko zużywanie zaworu w wysokich temperaturach ale i korozja na zimno, występująca podczas długiego postoju. Mówca widział silniki po długim postoju, których trzonki były oblepione produktami takiej korozji. Życie zaworu jest obecnie warunkowane nie przez stan przylgni a przez trzonki, które po dłuższym uży-

---

[1]) Zużycie materiałów pędnych w silnikach lotniczych, Techn. Now. Lotn., marzec 1936, str. 47—52.

waniu tracą wymiar. Na zakończenie pokazuje zdjęcie szlifierki konstrukcji amerykańskiej, zapewniającej współosiowość szlifowanego gniazda z prowadnicą.

Inż. Tuszyński porusza sprawę smarowania trzonków, stwierdzając, że przy omawianiu przydatności grafitu do tego celu należy zdać sobie sprawę, o jaki grafit chodzi; grafit koloidalny jest do tego celu zbyt drogi, zaś zwykły grafit w płytkach zmieszany z olejem mineralnym, łatwo się odeń oddziela. Zdaniem mówcy stosowanie grafitu do smarowania trzonków zaworowych jest niepotrzebne, wystarczy zaś posługiwać się do tego celu smarem stałym typu „Stanavo Rocker Arm Grease No. 2", stanowiącym mieszaninę oleju mineralnego i mydła aluminiowego. Podczas przeprowadzanych w I. T. L. prób zdatności silników typu Bristol nie stwierdzono naogół, aby stosowanie takiego smaru powodowało po 100 godzinach pracy silnika zatykania smarowniczek, doprowadzających smar do trzonków zaworów. Stwierdza, że prelegent pominął rozwiązanie samoczynnej kompensacji luzów zaworowych, zastosowane do silników konstrukcji Halforda, wytwarzanych przez firmę Napier w Anglii.

Inż. Dziewoński podkreśla znaczenie dobrego odprowadzania ciepła z zaworu i wyraża przekonanie, że konstrukcja zaworów amerykańskich jest pod tym względem doskonalsza. W zaworach tych cylindryczna część trzonka podchodzi bliżej do grzybka, aniżeli w zaworach silników Bristol, dzięki czemu istnieje możność zastosowania dłuższej prowadnicy i lepszego odprowadzenia ciepła z zaworu tą drogą. Danie długiej prowadnicy zmusiło do odpowiedniego przedłużenia nadlewu, dalej wystającego do wnętrza kanału wydechowego, aniżeli prowadnica, co utrudniło zapewne ukształtowanie kanału wydechowego. Uważa, że lepsze wyniki powinien dawać na przylgni kąt 45^0 aniżeli 30^0, gdyż przy większym kącie wydobywające się gazy uderzają w wyżej położone miejsca trzonka, co jest korzystniejsze.

Inż. Dostatni zapytuje, z jakiego względu prelegent przyznaje wyższość obrotowemu ruchowi zaworów w porównaniu do zaworów, niezmieniających położenia w kierunku obwodowym, oraz jakiego rodzaju ma to być obrót: jednokierunkowy czy zwrotny.

Inż. Litwinowicz informuje, że w P. L. L. „Lot" napotykano nieraz na spadek kompresji, spowodowany skrzywieniem gniazd zaworów ssących. Stwierdzono, że najszybciej zużywają się zawory cylindrów najgorętszych, tak więc na nowym samolocie Douglas D. C 3 zastosowano specjalne niesymetryczne okapotowanie, mające przeciwdziałać nadmiernym temperaturom górnych cylindrów. Silniki boczne na samolocie Junkersa tracą kompresję najwcześniej w cylindrach, położonych po stronie kadłuba, gdzie chłodzenie jest najgorsze.

Inż. Kamienobrodzki wyjaśnia, że zły stan zaworów, których zdjęcia zostały przedstawione przez prelegenta, został spowodowany długotrwałą pracą na hamowni w ciężkich warunkach: 200 godzin, co godzinę trzykrotna akceleracja. Do przerwania próby zmusiły nadgryzienia koło prowadnicy, jednak one nie spowodowały spadku mocy. Nie jest zwolennikiem obrotu zaworów podczas pracy silnika — osady, dostające się między zawór a gniazdo, zawierają ołów, i rola ich jako szmerglu nie jest korzystna. Silnik może pracować na ultra ubogiej mieszance, jednak pod warunkiem dobrego chłodzenia. Dzięki racjonalnej regulacji zużycia silniki Pegaz mogą zużywać 245 gr/KMgodz wobec 290 gr silnika Merkury, co jest ogromnym postępem. Niszczenie końca powierzchni azotowanej trzonka (nadpalanie, łuszczenie) może następować przy doskonałym stanie gniazda. Urwanie zaworu jest wypadkiem niezmiernie rzadkim i w praktyce rola tego rodzaju uszkodzeń jest znikoma.

Inż. Challier uważa, że przy porównywaniu przydatności bronzu aluminiowego jako materiału na gniazda w różnych silnikach należy uwzględnić uboczne wpływy innych czynników, od których również zależy wynik próby.

Według *dyr. Seńkowskiego* nie należy uważać stellitowania jako cudownego środka na wszystkie dolegliwości zaworów — korzyści, umożliwione dzięki temu, zależą w znacznej mierze od warunków pracy silnika. W pewnych wypadkach uzyskuje się bardzo zbliżone wyniki dla zaworów obu typów: zwykłego i stellitowanego. Dodatni wpływ stellitowania ujawnia się dopiero po bardzo długiej pracy zaworu. Zgadza się z tym, że stellitowanie gniazd nie jest być może niezbędne, szkoda że w P. L. L. „Lot" nie ma dwóch typów gniazd, które możnaby porównać. Wykonanie gniazd stellitowanych jest bardzo kłopotliwe: po wykończeniu szlifowania gniazdo zostaje wygładzone frezem, co wydaje się dość ordynarną metodą po uprzednim szlifowaniu. Chwali wartościowy odczyt, poświęcony tej achillesowej pięcie, jaką są dla silnika zawory.

Inż. Tuszyński podkreśla istniejące do dziś dnia wątpliwości, czy i w jakiej mierze podwyższenie zawartości czteroetylku ołowiu w paliwie przyśpiesza korozyjne działanie spalin na zawory i zapytuje, pod jakim względem zawory silników, przystosowanych do paliwa o liczbie oktanowej 80, różnią się od zaworów silnika na liczbę oktanową 87.

Inż. Litwinowicz informuje, że w nowszych silnikach firmy Pratt & Whitney gniazda są ze stali, zaś gniazda ze stopu Al-Cu są jedynie w silnikach starszych, przy czym mają być one wymienione na stalowe. Nowe silniki „Wasp Junior" na liczbę oktanową 87 mogą dać przy starcie 450 KM, podczas gdy te same silniki na liczbie oktanowej 80 dają tylko 380 KM. Jednostkowe zużycie paliwa w „Locie" na silnikach Wasp wynosi 230 gr/KMgodz.

Dyr. Seńkowski przytacza nowy pogląd, spotykany przezeń w literaturze zagranicznej, zgodnie z którym przepalanie zaworów przy pracy na ubogiej mieszance nie zachodzi pod wpływem wysokich temperatur a wskutek oksydującego działania wolnego tlenu, obecnego w spalinach przy ubogiej regulacji gaźnika. Stellit jest bardzo odporny na oksydację, czym wyjaśniałaby się jego odporność na pracę przy ubogich mieszankach; przy pracy na mieszankach bogatych stosowanie zaworów stellitowanych w porównaniu do zaworów zwykłych daje znacznie mniejsze korzyści. Gorszą przypadłością, aniżeli przepalanie gniazd, jest wyłuszczanie się warstwy azotowanej.

Odpowiadając na poruszone w dyskusji sprawy, *Inż. Hauk* omawia wpływ ubogiej mieszanki na temperatury; powołuje się na autorytet prof. Chrzanowskiego, który uważa obrót zaworów podczas pracy silnika za korzystny. Zgadza się, że smarowanie trzonków zaworowych powinno być wyeliminowane.

Inż. Bełkowski nadmienia, że zjawisko obracania się zaworów podczas pracy silnika nie jest dotychczas zbadane — przeprowadzone na pewnym silniku badania wykazały, że jedne zawory obracają się w lewo, inne zaś w prawo, mimo że różniące się pod tym względem zawory były zbudowane i zamontowane w identyczny sposób.

RÓWNOWAŻNIKI PIENIĘŻNE CHARAKTERYSTYK SAMOLOTÓW

KENDALL PERKINS

Z oryginału p. t. „Dollar Values in Airplane Design"
Journal of the Aeronautical Sciences, February 1937, str.
139— 148 przetłumaczył inż. T. Gorgoń.

OD REDAKCJI

Obserwowany w Stanach Zjednoczonych Am. Półn. rozwój techniki lotniczej nie jest wyrazem dążenia do postępu „za wszelką cenę", a opiera się na skrupulatnych obliczeniach, które potrafią powiązać z każdym zdobytym km/godz. czy zaoszczędzonym kg. ciężaru własnego pewien konkretny zysk dla użytkownika samolotu, wyrażający się taką to a taką ilością dolarów rocznie. Zdając sobie sprawę, że dokonane w warunkach ame-

rykańskich obliczenia nie mogą być w warunkach naszych aktualne, nie wahamy się jednak przed zamieszczeniem poniższego artykułu, gdyż daje on przykład bardzo ciekawej metody ujęcia szeregu zagadnień, napotykanych przy konstrukcji czy doborze samolotu do pewnego określonego celu. Ponadto artykuł poniższy obrazuje w bardzo interesujący sposób koszty produkcji, materiału, robocizny i in., występujące w warunkach amerykańskich; zapoznanie się z tymi danymi może zdaniem naszym posłużyć do wyciągnięcia bardzo interesujących wniosków w stosunku do odpowiednich danych, aktualnych w naszych warunkach.

Pozwolimy sobie wyrazić przekonanie, że praca poniższa skłoni naszych konstruktorów do opracowania odpowiedzi na zapytanie, które niewątpliwie nasunie się każdemu po jej przeczytaniu: czy, w jakiej mierze i z jakimi zmianami przedstawiona metoda da się zastosować do naszych warunków?

Nie potrzebujemy zaznaczać, że wszystkie podane w artykule oryginalnym współczynniki i wartości zostały przeliczone na jednostki, mające zastosowanie w Polsce. W szczególności dolar został przeliczony po kursie 5,30 zł.

Wstęp

Artykuł poniższy ma na celu podanie (z punktu widzenia kosztów własnych) metody obliczeń wstępnych, których wykonanie ułatwi konstruktorowi wybór najwłaściwszego rozwiązania ogólnych i szczegółowych zagadnień konstrukcyjnych, nasuwających się przy projektowaniu nowego samolotu. W wyniku tych obliczeń otrzymuje konstruktor dokładne wskazówki tego rodzaju, jak np. jaką wartość w złotych przedstawia zwiększenie szybkości samolotu, zmniejszenie ciężaru własnego samolotu i t. p. Obliczenia te są o tyle dokładne, o ile współczynniki w nich zastosowane są oparte na ścisłych danych i o ile współczynniki te da się sprowadzić do „wspólnego mianownika". Jak zobaczymy z dalszej treści, metoda ta pozwala ocenić wartość pieniężną danego projektu samolotu i to ocenić szybciej i dokładniej, niż to leży w możności konstruktora, kierującego się tylko doświadczeniem i „czuciem".

Żadne zagadnienie nie ma tylu rozwiązań równocześnie możliwych i niemożliwych do oceny, co większość zagadnień lotniczych; mimo to, o ile konstruktor będzie chciał konstruować ekonomicznie, znajdzie w tej metodzie dużą pomoc.

Jak wiemy, dla samolotów komunikacyjnych lub przeznaczonych dla służby państwowej większość cech charakterystycznych jest mniej lub więcej ściśle określona w zamówieniu. Dla samolotów prywatnych lub prywatno - handlowych cechy są równie ściśle podane, z tym wyjątkiem, że ustala je wytwórca. Głównym zadaniem konstruktora jest wtedy wybranie najlepszego rozwiązania, któreby możliwie najdalej uwzględniało czasem bardzo z sobą sprzeczne wymagania zamawiającego, jak również dało się wykonać najekonomiczniej z punktu widzenia wytwórni.

Konstruktor, który posiada duże doświadczenie praktyczne, ma chęć i możliwość poddania otrzymanych wyników rozumnej krytyce, nie waha się w wyborze właściwych wzorów do obliczeń konstrukcyjnych, oraz rozporządzający potrzebną ilością wolnego czasu wywiąże się dobrze z danego mu zadania, i w tym właśnie wypadku opisywana metoda odda mu duże usługi.

Opis metody

Każdy nowy projekt samolotu, to szereg problemów do uzgodnienia i rozwiązania. Wymiary, kształt, układ, ilość jednostek do wykonania, materiały konstrukcyjne, oraz cały szereg szczegółów muszą być przemyślane i określone, i to określone starannie i dokładnie, ponieważ po wykonaniu projektu wszystko zostaje utrwalone w prototypie, a wszelkie późniejsze zmiany są trudne do wykonania i kosztowne. Na każdą z powyższych cech mają wpływ następujące czynniki: a) ciężar użyteczny (lub ładunek płatny przy określonym zasięgu), b) szybkość przelotowa, c) specjalne wymagania co do wyczynów, d) ogólny współczynnik bezpieczeństwa, e) cena sprzedażna, f) koszty ruchu (obsługa, zużycie paliwa i oleju, szybkość obniżania się wartości użytkowej, naprawy, remonty, wysokość ubezpieczenia i t. p.), g) czynniki takie jak niezawodność użytkowania, wytrzymałość konstrukcji, brak drgań i t. p., h) łatwy dostęp do poszczególnych części, zamienność części, komfort ogólny, przestronność pomieszczeń użytkowych, dobra widoczność, prostota urządzeń kontrolnych i ogólne przystosowanie samolotu do żądanego celu w sposób najbardziej właściwy.

Cały szereg tych czynników zazębia się wzajemnie, i chociaż poszczególne z nich stanowią często przeciwieństwa, zadaniem konstruktora jest znalezienie najlepszego rozwiązania kompromisowego. Wyłania się wtedy pytanie, gdzie leży punkt ciężkości zagadnienia i jaką rolę odgrywa w nim każdy z poszczególnych czynników. W tym wypadku można się oprzeć na własnym zdaniu, kierując się zdrowym rozsądkiem, ale najwłaściwszą decyzję można bez obawy powziąć dopiero wtedy, gdy uda się określić w jednolitej skali realną wartość poszczególnych czynników. Celem niniejszego artykułu jest podanie pewnego i ścisłego sposobu ustalenia wartości najważniejszych czynników.

Przy projektowaniu samolotów wojskowych jest czasem stosowany system oceny punktowej, gdyż cena sprzedażna i koszty ruchu nie są tu brane pod uwagę w tym stopniu, jak przy samolotach prywatnych.

Przy tego rodzaju systemie ustala się arbitralnie maksymalną punktację, możliwą do przyznania każdemu z następujących czynników: 1) maksymalna szybkość, 2) szybkość przelotowa, 3) odporność konstrukcji, 4) ciężar użyteczny, 5) czas wznoszenia się na określoną wysokość, 6) pułap, 7) odległość potrzebna do wystartowania i wylądowania ponad określoną przeszkodą, 8) rozwiązanie konstrukcyjne, 9) umieszczenie silników i wyposażenie samolotu, 10) warunki konserwacji i napraw, 11) ogólna użyteczność dla określonego celu.

Dla pierwszych 7-u cech charakterystycznych są zwykle podane najniższe dopuszczalne dolne i najwyższe pożądane górne wartości graniczne, zaś każda charakterystyka samolotu otrzymuje w następstwie punktację, wiążącą się ze stosun-

kiem, w jakim dana charakterystyka pozostaje do wartości minimalnej i pożądanej.

O ile chodzi o pozostałe cechy, nie określone cyfrowo, to każda z nich zostaje podzielona na możliwie dużą ilość wymagań składowych, po czym komisja orzeka, jaka część maksymalnie dopuszczalnej punktacji może być przyznana poszczególnym składowym.

Jeżeli przyjęta dla poszczególnych charakterystyk maksymalna ilość punktów odpowiada istotnym potrzebom, dla jakich dany samolot jest przeznaczony, oraz jeżeli nie będziemy kłaść zbytniego nacisku na jego koszt, to porównując cechy osiągnięte z wyznaczonymi, możemy określić wartość danego samolotu, lub porównać względną wartość wielu podobnych samolotów.

Metoda podana jest jedynie zracjonalizowaniem starszych metod oceniania zalet i wad samolotów współzawodniczących. Znajduje ona zastosowanie przy ocenie zbudowanych kilku różnych samolotów, jednak byłaby ona znacznie wartościowsza, gdyby mogła dopomóc w przedsiębraniu decyzji przy projektowaniu nowych samolotów. Przy stosowaniu jej pozostaje możliwość dużych błędów przy określaniu punktacji, dotyczącej poszczególnych cech, gdyż nie może ona być powiązana z kosztem eksploatacji lub z zyskiem, jak w wypadku samolotów handlowych.

Dla jednolitego wyznaczenia wartości poszczególnych czynników trzeba ustalić jednostkę porównawczą. W charakterze takich jednostek mogą być użyte: umowna punktacja, kg, km/godz, złoty. Każda z tych jednostek ma swoje zalety. W naszym wypadku przyjęto za jednostkę złoty z następujących powodów:

1) złoty jest jednostką, której wartość jest ogólnie zrozumiała,

2) przy wyrażeniu wartości poszczególnych zmian lub wariantów w złotych nie ma obawy, że przyjęte jednostki zostaną pomieszane z innymi wartościami, wyrażonymi w tych samych jednostkach,

3) ostateczne wyniki, o ile chodzi o konstrukcję samolotów handlowych, obliczone są w tych samych jednostkach, w których wyrażona jest cena sprzedażna, co daje łatwość porównania.

Po przyjęciu jednostki porównawczej trzeba przede wszystkim określić pewne współczynniki, przy pomocy których można będzie przeprowadzić ocenę dających się ilościowo ująć cech charakterystycznych samolotu. Współczynniki te raz określone dla danego typu samolotu służą po tym przy kalkulacji innych podobnych samolotów obliczanych w podobny sposób. Aby jednak można je było wprowadzić do kalkulacji porównawczej różnych samolotów o podobnych charakterystykach, trzeba współczynniki te określić z dużą starannością, usprawiedliwioną jednak przez osiągnięte w następstwie korzyści.

Pierwszym krokiem w tym kierunku iest obliczenie ceny sprzedażnej, która zależy głównie od kosztów produkcji.

Kalkulacja kosztów produkcji

Jest niemożliwe i zbędne omawiać wszystkie czynniki, wpływające na koszty produkcji, lub cenę sprzedażną samolotu, zwłaszcza, że dla wspomnianej metody potrzebne są obliczenia przybliżone. Z tego też powodu kalkulację produkcji przeprowadzić można na podstawie danych empirycznych. Koszt produkcji samolotów składa się zwykle z następujących danych:

M — koszt materiału (lub tylko koszt surowców);
P — koszt silników, stałego wyposażenia, śmigieł i przyrządów pokładowych (lub koszt wszystkich kupnych gotowych fabrykatów),
L — koszt robocizny;
B — koszty ogólne (zwykle jako funkcja robocizny);
D — koszty nakładowe (koszty projektowania, przyrządów i narzędzi specjalnych, oraz prototypu, rozłożone na przewidzianą ilość samolotów).

Koszty materiału, na które składa się koszt wszystkich surowców, półfabrykatów i części gotowych (z wyjątkiem wymienionych pod „P") zależy przede wszystkim od rodzaju użytych materiałów, od stopnia ich wykorzystania (procent wiórów i odpadków), od jednorazowo zamawianych ilości i od ogólnego poziomu cen w czasie zakupu. Celem uproszczenia kalkulacji przyjęto, że stopień wykorzystania jest proporcjonalny dla użytych materiałów, ilości zamawiane jednorazowo są proporcjonalne do ilości budowanych samolotów, poziom cen jest stały, ciężar użytych materiałów (z wyjątkiem podanych pod „P") jest dla danego typu samolotów w jednakowym stosunku do ciężaru samolotu próżnego. Założenia te nie powodują błędów istotnych, mogących wpłynąć na otrzymane rezultaty, służące zasadniczo dla celów porównawczych.

Koszt materiałów można określić wzorem:

$$M = w \cdot c_m$$

Objaśnienie symboli używanych w tych wzorach będzie podane niżej.

W praktyce okazało się, że koszty materiału i robocizny zmniejszają się ze wzrostem produkcji i że przeciętnie ma się do czynienia z zależnością logarytmiczną, wobec czego można zastosować spółczynnik $1/q^n$.

Zgodnie z powyższym koszt materiału wyniesie:

$$M = w \cdot c_m / q^n$$

Koszt części gotowych kupnych wymienionych pod „P" jest jak wykazuje praktyka proporcjonalny raczej do mocy silników, niż do ciężaru samolotu. Koszt tych elementów nie zmienia się zależnie od zakupywanych ilości, ponieważ ilość zakupiona przez jedną wytwórnię samolotów nie wpływa decydująco na ilości, produkowane wogóle przez odnośne wytwórnie. Zgodnie z tym koszt części kupnych wyrazimy wzorem:

$$P = p \cdot c_p$$

Bezpośrednia robocizna podobnie jak materiał, jest zależna od ciężaru samolotu i od wielkości zamówienia i dla tego może być obliczona wg. wzoru:

$$L = w \cdot c_e / q^s$$

O ile chodzi o wysokość kosztów ogólnych, to dokładne ich ustalenie wymaga bardzo złożonych obliczeń, wobec czego przyjęto zakładać je jako

Tablica 1.
Proponowane wartości dla stałych

Oznaczenie	Przyjęte stałe	Przybliżone wielkości		Uwagi
		samoloty handlowo-prywatne	samoloty wojskowe i komunika-cyjny	
b	Przybliżony stosunek w procentach kosztów ogólnych do robocizny	50	70	Mała wytwórnia
		90	110	Duża wytwórnia
c_e	Przybliżony koszt robocizny na 1 samolot w stosunku do jego ciężaru własnego — zł/kg	49.00	65,40	Konstrukcja metalowa
		17,50	23,30	Konstrukcja mieszana (rury stalowe kryte płótnem)
c_m	Przybliżony koszt materiałów z wyjątkiem silników i t. d. w stosunku do ciężaru własnego samolotu — zł/kg	12,85	14,00	Konstrukcja metalowa
		10,50	12,85	Konstrukcja mieszana
c_p	Przybliżony koszt silników, wyposażenia, śmigieł i przyrządów w stosunku do mocy — zł/KM	70,50	78.40	Śmigło o zmiennym skoku
		65,30	73 10	Śmigło o stałym skoku
s	Robocizna — wykładnik ilościowy	0.30	0.30	
n	Materiał — wykładnik ilościowy	0,075	00,75	
r	Przybliżony stosunek kosztów nakładowych do kosztów produkcyjnych na samolot	4,5	5,0	Konstrukcja metalowa
		2,5	3,5	Konstrukcja mieszana

pewien procent robocizny, co można wyrazić wzorem:

$$B = L.\,b$$

Koszty nakładowe, na które składają się: koszt urządzeń technicznych, przyrządów i narzędzi specjalnych, koszt prototypu, są o ile chodzi o dużą dokładność skomplikowane w obliczeniu; jak jednak badania wykazały są one proporcjonalne do ogólnych kosztów produkcji danego typu samolotu. Proporcja ta jest naturalnie ściśle zależna od ilości budowanych samolotów i dla tego koszty te należy podzielić na tę ilość samolotów, dla jakiej robi się kalkulację orientacyjną. W razie wykonania zamówienia i zamortyzowania kosztów nakładowych wystarczy obciążenie dalszej serii nieznaczną stosunkowo rezerwą, na koszty bieżących zmian konstrukcyjnych.

Przypadający na jeden samolot koszt nakładowy wyraża się wzorem:

$$D = (M + P + L + B)\ r/q$$

Cena sprzedażna i zysk zostały wyłączone z tej kalkulacji gdyż w konkretnym wypadku mogą być łatwo określone, a nie dojrzały jeszcze do uogólnień.

Całkowity koszt produkcji =

$$(M + P + L + B)\ (1 + r/q) = [wc_m/q^n + pc_p + \\ + (w\,c_e/q^s)\ (l + b)]\ (l + r/q)$$

W tym równaniu są następujące wartości zmienne:

p — moc zainstalowanych silników
q — ilość samolotów budowanych w jednej serii
w — ciężar kompletnego samolotu próżnego.

Pozostałe oznaczenia są podane w następującej tabeli, z której widać, że zależne są one od typu i przeznaczenia samolotu, od warunków produkcji danej wytwórni, oraz od wielu innych czynników.

O ile wielkości współczynników zostały dokładnie ocenione, to można obliczyć koszt własny samolotu z dużym przybliżeniem. Tą samą metodą można obliczyć cenę sprzedażną dla przewidywanej ilości samolotów, ponieważ proporcja między kosztami, ilością i ceną sprzedażną jest czasem tego rodzaju, że obliczona w powyższy sposób cena sprzedażna nie przedstawia niebezpieczeństwa strat. Inaczej mówiąc, metoda ta może być użyta do orientacyjnego sprawdzenia organizacji wytwórni, gdyż o ile dana wytwórnia może bez straty budować samoloty po cenie niższej od obliczonej tą metodą, daje dowód, że posiada bardziej celową organizację od innej wytwórni, której koszty są wyższe od obliczonych w sposób podany.

Jako przykład obliczenia wzięto pod uwagę normalny samolot komunikacyjno - pasażerski, o ciężarze własnym 3400 kg, zainstalowanej mocy 852 KM, 8-o osobowy, budowany w serii 75 sztuk. Koszty produkcji zgodnie z poprzednim równaniem i współczynnikami z tablicy 1-ej wyniosą:

$$[3400 \cdot 14/75^{0.075} + 852 \cdot 78{,}4 + \\ + (3400 \cdot 65{,}4/75^{0.30})\ (1 + 0{,}90)]\ (1 + 5{,}0/75) = \\ = 231.000 \text{ zł.}$$

Cena sprzedażna kompletnego samolotu . . . . 254.000 zł.
Koszt silników, wyposażenia, śmigieł i przyrządów . . . 852.78,4 = 66.800 zł.
Koszt samego płatowca (bez silnika i t. d.) dla nabywcy . . . . 187.200 zł.

Tablica 2.
Metody oceny kosztów bezpośrednich w zł/godz.

Rodzaj kosztów	Prywatne i handlowe	Komunikacyjne	Wojskowe
Amortyzacja płatowca	Koszt płatowca mniej wartość odprzedażna / Ilość godzin lotu	Koszt płatowca mniej wartość odprzedażna / Ilość godzin lotu	Koszt płatowca / Ilość godzin lotu
Amortyzacja silników wyposażenia, śmigieł i przyrządów	Koszt mniej wartość odprzedażna / Ilość godzin pracy	Koszt mniej wartość odprzedażna / Ilość godzin pracy	Koszt / Ilość godzin pracy
Paliwo i olej	(zł/litr). (litr/godz.)	(zł/litr). (litr/godz.)	(zł/litr) (litr/godz.)
Koszt konserwacji i napraw płatowca	0.00008. (Koszt płatowca)	0,00009. (Koszt płatowca)	0,00015. (Koszt płatowca)
Koszt konserwacji i napraw silników, wyposażenia i śmigieł	0,042. (Przeciętna moc podróżna)	0,05. (Przeciętna moc podróżna)	0,064. (Przeciętna moc podróżna)
Ubezpieczenie samolotu (ogień kradzież, burza, wypadek i in.)	0,004 (Koszt samolotu)	0,00005. (Koszt samolotu)	0,0001. (Koszt samolotu)
Ubezpieczenie pasażerów	1,06. (Ilość miejsc)	0,8. (Ilość miejsc)	—
Wynagrodzenie załogi i ubezpieczenie	1,20. (Przec. wynagrodzenie na godzinę)	1,10. (Przec. wynagrodzenie na godzinę)	1,15. (Przec. wynagrodzenie na godzinę)

Uwagi.
Kosztów hangarowania, wydatków pilota i in. nie uwzględniono, należy je bowiem traktować jako koszty pośrednie.
Wynagrodzenie załogi i ubezpieczenie mogą być w wielu wypadkach pominięte.

Kalkulacja kosztów ruchu

Celem ustalenia tych kosztów trzeba samoloty podzielić na trzy zasadnicze typy: samoloty prywatne lub prywatno-handlowe, komunikacyjne i wojskowe. Dla każdego z tych typów istnieje inna skala w określaniu kosztów ruchu. W każdym wypadku dzielą się one na koszty bezpośrednie i koszty pośrednie, t. zw. koszty ogólne. Podczas gdy pierwsze z nich dadzą się obliczyć z wystarczającą dokładnością, to koszty pośrednie zależne od organizacji przedsiębiorstwa mogą być obliczone z dużym błędem. Ponieważ koszty pośrednie nie wpływają zwykle na zagadnienia, związane z konstrukcją samolotu, wobec tego omówienie ich zostanie tu pominięte. Tablica druga podaje współczynniki i sposób obliczenia kosztów bezpośrednich. Najdokładniejsze są dane dla samolotów komunikacyjnych, gdyż dla tego typu samolotów przeprowadzono dużo badań, statystyk i szczegółowych zestawień, które tu wykorzystano. Tego nie można powiedzieć o samolotach wojskowych, dla których w braku dokładniejszych danych przyjęto współczynniki orientacyjne. Współczynniki dla samolotów prywatnych i prywatno-handlowych napewno różnić się będą od danych obliczanych przez właścicieli prowadzących kalkulację własną metodą, a ponieważ w tej kalkulacji niezawsze są brane pod uwagę koszty ubezpieczenia lub amortyzacji, więc w wyniku tego koszty obliczone w ten sposób nie są rzeczywiste. Podane jednak dla tych samolotów współczynniki powinny okazać się wystarczająco dokładne dla naszych obliczeń.

Poniżej przeprowadzono obliczenie dla samolotu poprzednio omawianego. Dla tego obliczenia poczyniono następujące założenia:

7) wartość odprzedażna samolotu wynosi 10% ceny kupna;
2) praktyczna trwałość samolotu wynosi 8.000 godzin lotu;
3) praktyczna trwałość silników, śmigieł i t. p. wynosi 3.000 godzin pracy.
4) przeciętna moc podróżna silników wynosi 500 KM;
5) koszt paliwa wynosi 0,182 zł./litr;
6) koszt oleju wynosi 0,56 zł./litr;
7) przeciętne zużycie paliwa wynosi 170 l/godz.;
8) przeciętne zużycie oleju wynosi 7,6 l/godz.;
9) przeciętne wynagrodzenie załogi wynosi 53 zł./godz.

Tablica 3.
Zestawienie kosztów bezpośrednich

Amortyzacja płatowca	(187200.0,90)/800 =	21,08
Amortyzacja silników, wyposażenia, śmigieł i przyrządów	(66800.0,90)/3000 =	20,04
Paliwo	0,182.170 =	30,95
Olej	0,56.7,6 =	4,26
Konserwacja, i t. d. płatowca	0,00009.187200 =	16,85
Konserwacja, i t. d. silników, wyposażenia, śmigieł i przyrządów	0,05.500 =	25,00
Ubezpieczenie samolotu	0,00005.254000 =	12,70
Ubezpieczenie pasażerów	0,8.8 =	6,40
Wynagrodzenie załogi i ubezpieczenie	1,1.53 =	58,30
Suma bezpośrednich kosztów ruchu na godzinę		195,58

Chcąc obliczyć koszty bezpośrednie na 1 km przelotu należy koszt na godzinę podzielić przez t. zw. szybkość handlową. Handlowa szybkość jest nieco niższa od podróżnej, gdyż uwzględniono w niej stratę czasu na manewrowanie przy ziemi, czas startu i lądowania, czas wznoszenia się na przepisową wysokość lotu i schodzenia z tej wysokości. Liczne obserwacje wykazały, że strata czasu na powyższe cele wynosi około 10% czasu

potrzebnego do przelotu między dwoma niezbyt odległymi punktami tak, że z dużym przybliżeniem można przyjąć szybkość handlową samolotu równą 0.9 szybkości podróżnej. Jeśli obecnie przyjąć, że handlowa szybkość samolotu wynosi 280 km/godz, wówczas koszt bezpośredni wyniesie 195,58/280 = 0,70 zł./km lub 0,70/8 = 0,0875 zł./km i miejsce. Przyjąwszy w dalszym ciągu, że wykorzystanie samolotu wynosi 57%, otrzymamy 0,0875/0,57 = 0,153 zł./pasażerokilometr.

Obliczanie wartości zaoszczędzonego ciężaru

Jeżeli uda się zmniejszyć ciężar konstrukcji lub wyekwipowania samolotu w ten sposób, że na tej operacji nie ucierpią wyczyny lub jego komfort, to najprawdopodobniej taka przeróbka konstrukcyjna spowoduje wzrost kosztów wykonania. Obliczenie tego wzrostu w złotych i porównanie z osiągniętymi korzyściami ułatwi konstruktorowi decyzję, jak daleko opłaci się pójść z przeróbkami. Jeżeli wyczyny samolotu mają zostać niezmienione, to moc napędowa i ciężar samolotu w locie muszą zachować tę samą wartość, z czego wynika, że wzrost lub zmniejszenie się ciężaru własnego powoduje spadek lub wzrost ciężaru użytecznego, a tym samym i ewentualnych dochodów z tego tytułu. Zagadnienie to sprowadza się zatem do obliczenia wzrostu lub spadku wartości samolotu, w zależności od zmian ciężaru użytecznego.

Ten punkt widzenia jest b. ważny dla samolotów komunikacyjnych, o których wartości użytkowej najbardziej decyduje wysokość nadwyżki wpływów nad wydatkami. Dla tego rodzaju samolotów możemy przyjąć, że przeciętna cyfra pasażero-km., przeciętna ilość poczty i tonno-km. w danym roku operacyjnym są te same, bez względu na pojemność użytkową posiadanych samolotów. Jeśli założyć dalej, że zostaje zachowana możność przestrzegania odpowiednich rozkładów lotów i że podaż pasażerów jest stała, to możność przewiezienia na każdym samolocie np. 10% więcej ładunku, zmniejszy ilość samolotów w ruchu do 1/1.1 t. j. do 91% ilości branej uprzednio pod uwagę. Z innego punktu widzenia, przy tej samej ilości samolotów możnaby ze względu na zwiększony ciężar użytkowy każdego z nich, przewieźć odpowiednio większy ładunek za każdym przelotem.

Na podstawie powyższych założeń można obliczyć w złotych wartość zmian konstrukcyjnych, zmniejszających ciężar własny, biorąc pod uwagę samolot z poprzedniego przykładu. Należy przy tym uważać, aby nie pomieszać wzrostu lub spadku wartości, jakiemu jest równoważna pewna zmiana z punktu widzenia użytkownika, z odpowiednimi różnicami kosztów, jakie te zmiany pociągnęły za sobą dla wytwórcy. Jest oczywiste, że przy sprzedaży samolotu nie można obciążać nabywcy kwotą, równoważną oszczędności, jaką nabywca osiągnie dzięki obniżeniu ciężaru własnego. Dodatkowe obniżenie ciężaru własnego samolotu podwyższy koszt produkcji i zwiększy cenę samolotu, wobec czego ostateczna wysokość oszczędności uzyskanych przez użytkownika dzięki obniżonemu ciężarowi będzie zależała od nadpłaty związanej z tą obniżką.

Poniżej podano przykład obliczenia dla samolotów 8 i 9-o osobowych, potrzebnych dla pewnej linii lotniczej, mającej możność wykorzystania 25.600.000 pasażerokilomerów rocznie.

Tablica 4.

Przeciętna ilość pasażero - km rocznie	=	25.600.000
Ilość potrzebnych rocznie miejsco - km przy zapełnieniu przeciętnym 57% = = 25.600.000/0,57	=	45.000.000
Ilość km. rocznie dla samolotów 8-osobowych = 45.000.000/8	=	5.625.000
Ilość godzin lotu tych samolotów przy szybkości 280 km/godz. = 5.625.000/280	=	20.000
Przyjęta dla samolotu ilość godzin rocznie	=	1.600
Potrzebna ilość samolotów 8-osobowych przy szybkości 280 km/godz. = 20.000/1.600	=	12,50
Potrzebna ilość samolotów 9-osobowych przy szybkości 280 km/godz. = 12,50.8/9	=	11,11
Potrzebna ilość samolotów 8-osobowych przy szybkości 296 km/godz. = 12,50.280/296	=	11,82

Konstruktor ma teraz do wyboru albo pozostawić typ 8-osobowy, zwiększając szybkość przelotową, lub powiększyć pojemność samolotu na 9 pasażerów, o ile tak znaczna zmiana ze względu na komplikacje konstrukcyjne jest technicznie wykonalna.

W pierwszym wypadku można przy zwiększonym nakładzie pieniędzy i czasu tak przekonstruować samolot, aby przy zwiększonym ciężarze użytecznym, ciężar samolotu w locie i jego moc napędowa pozostały niezmienione. Naturalnie, im bardziej zredukujemy ciężar własny, tym bardziej wzrośnie koszt zaoszczędzonej różnicy. Trzeba jednak pamiętać, że podwyższenie kosztów produkcji nie może być większe od nadwyżki ceny sprzedażnej, jaką uda się osiągnąć z tytułu zwiększenia ciężaru użytecznego.

W drugim wypadku może konstruktor zmienić poprostu odpowiednio wymiary, ciężar i moc napędową dla całego samolotu, w którym to wypadku bezpośrednie koszty ruchu będą zmieniać się proporcjonalnie do powiększonego ciężaru użytecznego. Można wykazać, że drugi sposób w ogólności nie przedstawia żadnych korzyści z punktu widzenia kosztów bezpośrednich, chyba że przez zastosowanie tego sposobu zmniejszy się proporcja ciężaru obsługi i związanych z nią wydatków lub też zostanie umożliwione lepsze zadośćuczynienie któremuś z wymagań.

Poniżej przeprowadzona jest kalkulacja zmniejszenia ciężaru własnego. Przede wszystkim trzeba rozważyć, czy w danym typie samolotu 8-osobowego uda się zwiększyć pojemność do 9 pasażerów, plus bagaż dodatkowego pasażera, lub też czy znajdzie się miejsce na dodatkowy ładunek płatny, pieniężnie równowarty. W poniższym obliczeniu przyjęto, że dodatkowe zwiększenie ciężaru na fotel i inne urządzenia dla wygody pasażera wynosi 45 kg, ciężar pasażera wraz z jego bagażem 91 kg razem 136 kg. Jest to ciężar, który trzeba zaoszczędzić w całej konstrukcji.

Tablica 5 podaje szereg danych, wiążących się ze wzrostem ceny sprzedażnej w wypadku zwiększenia ciężaru użytkowego, kosztem ciężaru własnego samolotu. Wykazano też w jakiej mierze zmianie tej towarzyszy wzrost wartości samolotu dla użytkownika, wyrażający się obniżeniem kosztów bezpośrednich. Jak widać, bezpośrednie kosz-

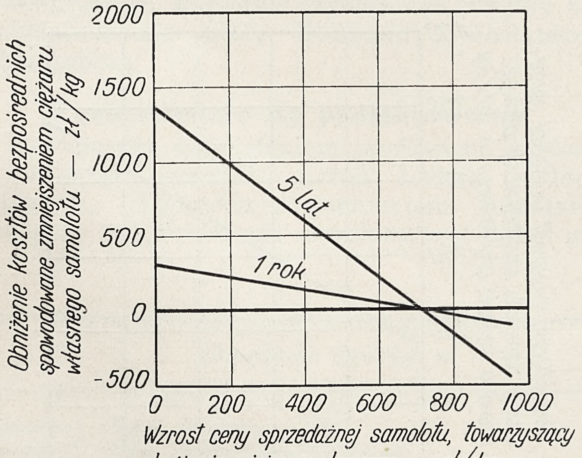
Tablica 5.
Ocena wartości, jaką posiada dla użytkownika obniżenie ciężaru w zależności od towarzyszącej temu obniżeniu podwyżki kosztów.

Dodatkowy wzrost ceny samolotu ze względu na dodatkowego pasażera	Konstrukcja podstawowa	9 pasażerów		
		0	53.000	106.000
Dodatkowy koszt 1 kg oszczędzonego	—	0	390.000	780.000
Cena samolotu	254.000	254.000	307.000	360.000
Cena płatowca	187.200	187.200	240.200	293.200
Amortyzacja płatowca na godzinę	21.08	21.08	27.00	33.00
Konserwacja i t. d., płatowca	16.85	16.85	21.60	26.40
Ubezpieczenie samolotu	12.70	12.70	15.35	18.00
Ubezpieczenie pasażerów i t. p.	6.40	7.20	7.20	7.20
Stałe koszty bezpośrednie ruchu	138.55	138.55	138.55	138.55
	195.58	196.38	209.70	223.15
Bezpośrednie koszty ruchu na km	0.698	0.702	0.749	0.797
Bezpośrednie koszty ruchu na miejsco - km	0.0872	0.0780	0.0832	0.0886
Bezpośrednie koszty ruchu rocznie (wszystkie samoloty)	3 924.000	3 510.000	3 744.000	3 987.000
Całkowita suma oszczędności rocznie	—	414.000	180.000	- 63.000
Suma rocznych oszczędności dla każdego z 11,11 samolotów	—	37.260	16.210	- 5.670
Oszczędność roczna na kg dla każdego samolotu	—	274.00	119.20	- 41.70
Całkowita oszczędność na kg w ciągu 5 lat	—	1 370.00	596.00	- 208.50

ty ruchu na miejsco-km. maleją, ale za to wzrastają szybko koszty konserwacji, z powodu lżejszej, a tym samym i delikatniejszej konstrukcji samolotu. Ile jest wart dla użytkownika każdy zaoszczędzony kg ciężaru „własnego" w zależności od wzrostu ceny sprzedażnej samolotu podaje wykres rys. 1, z którego też widać, że suma oszczędności z tego tytułu rośnie wraz z długotrwałością samolotu.

Na podstawie tego obliczenia widać, że całkowity zysk możliwy do osiągnięcia przez zmniejszenie ciężaru własnego powinien być w odpowiedniej proporcji podzielony między wytwórcę i użytkownika. Po dokładnej analizie poszczególnych kosztów można wybrać najkorzystniejszą wielkość ciężaru, jaką opłaci się zaoszczędzić z uwagi na ekonomiczny okres trwałości samolotu.

Należy pamiętać o tym, że zastosowane do



Rys. 1. Wartość zaoszczędzonego ciężaru — typowy wykres przedstawiający oszczędności osiągnięte przez użytkownika na każdy kg. zaoszczędzonego ciężaru w zależności od wzrostu kosztów samolotu na kg obniżenia ciężaru (przy założeniu, że moc i ciężar całkowity samolotu pozostają niezmienione).

obliczeń wartości zostały jedynie użyte przykładowo i nie dałyby się zastosować do warunków, odbiegających od tych, które przyjęto do obliczenia. Tak więc, wartość dodatkowego obciążenia użytecznego rośnie proporcjonalnie do szybkości handlowej samolotu w sposób pokazany na rys. 3, nie jest zatem wielkością stałą. Zastosowana metoda ma wszakże charakter ogólny i jest równie dokładna, jak założenia, na których ją oparto. Nie zawsze coprawda istnieje możność obniżenia ciężaru własnego samolotu w tym stopniu, aby zmieścić dodatkowego pasażera, zważywszy jednak, że zysk osiągalny z przesyłek pośpiesznych wynosi w stosunku do kilograma tyleż ile dają pasażerowie, jakakolwiek oszczędność na ciężarze powinna dać proporcjonalnie te same zyski. W przedstawionym przykładzie ze stanowiska wytwórcy samolotu wydawałoby się opłacalne wydać w stosunku do każdego kilograma zaoszczędzonego w zamierzonej konstrukcji samolotu sumę, odpowiadającą podwyższeniu ceny sprzedażnej o 233 zł. za kg.

Ocena wartości zwiększonej szybkości samolotu

Wzrost szybkości handlowej ma dwie bezpośrednie i ważne zalety. Jedna z nich to wzrost wartości szybszego samolotu z punktu widzenia pasażera, który może zaoszczędzić na czasie podróży. O ile chodzi o daną linię lotniczą, to zaleta ta wyraża się we wzroście dochodów, albo z powodu zwiększenia opłat za pasażero-km., lub też z powodu wzrostu frekwencji przy tych samych opłatach. Drugą zaletą jest wzrost ilości kilometrów, przebytych przez każdy samolot w określonym czasie. To powoduje znowu redukcję bezpośrednich kosztów ruchu na pasażero-km.

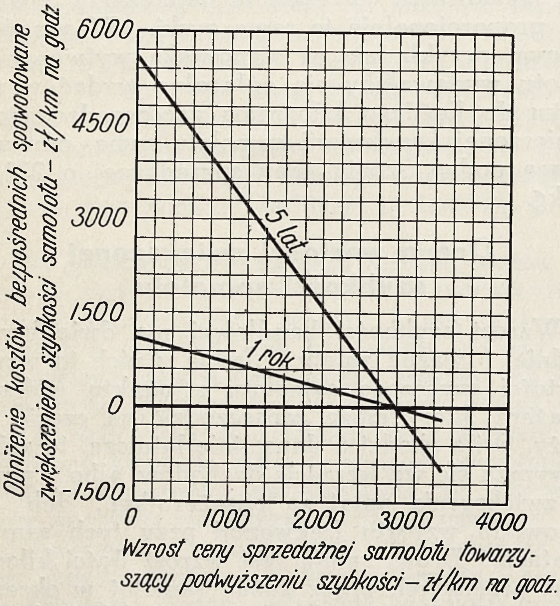
Niemożliwe jest ocenić, o ile dałoby się podwyższyć opłatę za przewóz, z powodu zwiększenia szybkości. Jak dotychczas, to opłaty za przewóz

Tablica 6.

Ocena wartości, jaką posiada dla użytkownika podwyższenie szybkości w zależności od towarzyszącej temu podwyższeniu ceny samolotu.

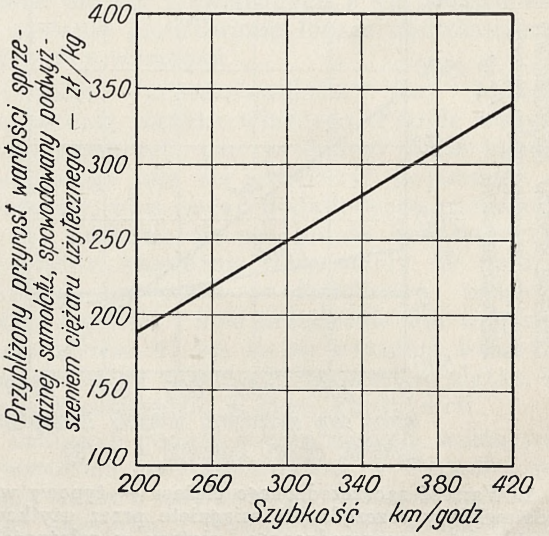
Dodatkowy wzrost ceny samolotu ze względu na podwyższenie szybkości o 16 km/godz.	Konstrukcja podstawowa	296 km/godz 0	296 km/godz 26.500	296 km/godz 53.000
Przyjęty wzrost kosztów wykonania	—	0	21,200	42.400
Cena samolotu	254.000	254.000	280.500	307.000
Cena płatowca	187.200	187.200	213.700	240.200
Amortyzacja płatowca na godzinę	21,08	21,08	24,03	27,02
Konserwacja i t. d., płatowca	16,85	16,85	19,21	21,62
Ubezpieczenie samolotu	12,70	12,70	14,02	15.35
Stałe koszty bezpośrednie ruchu	144,95	144,95	144.95	144.95
	195.58	195,58	202 21	208,94
Bezpośrednie koszty ruchu na km	0,698	0.660	0.683	0 706
Bezpośrednie koszty ruchu na miejsco - km	0,0872	0.0825	0.0854	0,0882
Bezpośrednie koszty ruchu rocznie (wszystkie samoloty) .	3.924.000	3.712.500	3.843.000	3.969.000
Całkowita suma oszczędności rocznie	—	211.500	81.000	- 45.000
Suma rocznych oszczędności dla każdego z 11,82 samolotów .	—	17.890	6.850	- 3.800
Oszczędność roczna na km/godz. dla każdego samolotu . .	—	1118,00	428,00	- 237,00
Całkowita oszczędność na km/godz. w ciągu 5 lat	—	5590.00	2140,00	- 1185,00

nawet spadły nieco, a obok tego szybkość samolotów gwałtownie wzrosła. Ta przyczyna, jako też cały szereg innych czynników, których z braku odpowiednich statystyk nie można oddzielnie ocenić, spowodowały silny wzrost frekwencji. Z braku potrzebnych danych nie możemy wziąć pod uwagę możliwości podwyższenia opłat z tytułu zwiększenia szybkości, z możliwością tą natomiast należy się liczyć przy ostatecznym decydowaniu się na pewien wzrost szybkości. Przyjęto, że szybkość handlowa może wzrosnąć z 280 na 296 km/godz., w wyniku poprawienia własności aerodynamicznych, pociągających za sobą wzrost kosztów produkcji, przy czym ciężar samolotu w locie i moc napędowa pozostają niezmienione. Fakt, że poprawienie własności aerodynamicznych odbija się na trudnościach obsługi, pozwala przypuszczać, że koszty tejże rosną proporcjonalnie do dodatkowych kosztów produkcji. Tego rodzaju obliczenie jest uwidocznione w tablicy Nr. 6 i wykresie rys. 2.

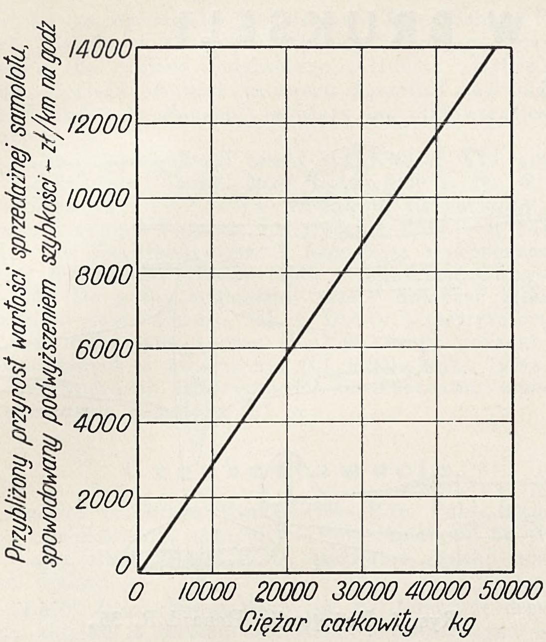


Rys. 2. Wartość powiększenia szybkości — typowy wykres, przedstawiający oszczędności osiągnięte przez użytkownika na każdy km/godz. zwiększenia szybkości w zależności od wzrostu kosztu samolotu na km/godz. podwyższenia szybkości (przy założeniu, że moc i ciężar całkowity samolotu pozostają niezmienione).

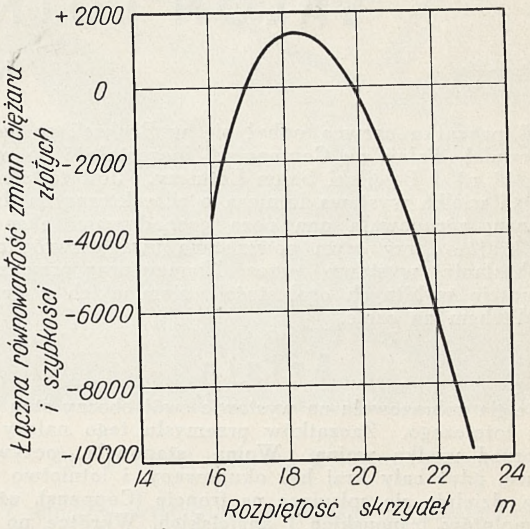
Oszczędności, które można uzyskać przez powiększenie szybkości handlowej, powinny być — jak to miało miejsce poprzednio — podzielone między wytwórcę i użytkownika. Jeżeli uwzględni się, że prócz korzyści, uprzednio obliczonych, szybszy samolot na danej linii ma większe powodzenie, wydaje się właściwe i sprawiedliwe podzielić cały zysk z odpowiednią korzyścią dla wytwórni, tak, by ta nie wahała się wydatkować specjalnie sumę, odpowiadającą (dla obliczonego wyżej przypadku) podwyższeniu ceny sprzedażnej samolotu o 1640 zł. w stosunku do każdego km/godz. wzrostu szybkości handlowej. Wartość ta dotyczy przeliczonego przykładu i nie jest stała, zmienia się bowiem w przybliżeniu proporcjonalnie do obciążenia użytecznego, jak pokazano na rys. 4.



Rys. 3. Przybliżony wzrost wartości sprzedażnej samolotu na każdy kg. podwyższenia ciężaru użytecznego przy różnych szybkościach samolotu.



Rys. 4. Przybliżony wzrost wartości sprzedażnej samolotu na każdy km/godz podwyższenia szybkości samolotu przy różnych ciężarach całkowitych.



Rys. 5. Wyznaczenie najkorzystniejszej rozpiętości skrzydeł przy jednoczesnym uwzględnieniu ciężaru i szybkości samolotu.

Ocena innych charakterystyk

Inne ogólne cechy charakterystyczne samolotu nie mogą być tak skrupulatnie obliczone, lecz o ile to jest potrzebne dadzą się nieraz określić w przybliżeniu. Takim mało określonym czynnikiem jest wygląd samolotu, jednak i ta cecha może być z grubsza przeliczona na równowartość pieniężną przez porównanie cen sprzedażnych dwóch różnych typów samolotów, sprzedawanych w tych samych ilościach i zbliżonych do do siebie pod względem zasadniczych właściwości. Nieraz specjaliści w dziedzinie sprzedaży samolotów umieją ocenić w sposób zadziwiająco ścisły równowartość pieniężną takiego lub innego wyglądu. Tak więc przy przedsiębraniu decyzji między skrzydłem wolnonośnym a zastrzałowym należałoby specjalnie liczyć się z korzystniejszym wyglądem pierwszego, przy czym w konkretnym wypadku czynnik ten mógłby być prawdopodobnie ujęty ilościowo z dostateczną dokładnością.

Zastosowanie do projektowania

Najlepszym wyjaśnieniem możliwości zastosowania proponowanych metod będzie podanie przykładu. Typowym zagadnieniem, napotykanym przy projektowaniu samolotu, jest dobór najkorzystniejszej rozpiętości skrzydeł. Nawiasem należy dodać, że metody tej można używać do rozwiązywania zagadnień nie tylko ogólnych ale i szczegółowych. W dalszym ciągu zostaną użyte dane, dotyczące poprzednio rozpatrywanego samolotu. Wielkość potrzebnej powierzchni skrzydeł jest wyznaczona takimi względami, jak szybkość lądowania lub też odległość potrzebna dla wylądowania lub wystartowania, wybrany przekrój skrzydła i typ klap. Pewna powierzchnia nośna może być otrzymana przez kombinację dużej rozpiętości i małej cięciwy lub odwrotnie. Pierwsze rozwiązanie prowadzi do większego ciężaru przy wyższej szybkości, wobec czego przed powzięciem ostatecznej decyzji należy uwzględnić wpływ obu tych czynników. W tablicy 7 wybrano pewną ilość rozpiętości skrzydeł i dla każdej ustalono równowartość w złotych zmian obciążenia i szybkości, uzyskanych dla danej rozpiętości. Z zależności otrzymanych w ten sposób sum od rozpiętości (rys. 5) łatwo zdać sobie sprawę, że istnieje pewna najkorzystniejsza rozpiętość, wynosząca w danym wypadku w przybliżeniu 18 metrów.

Racjonalne stosowanie opisanej metody do tych zagadnień konstrukcyjnych, związanych z konstrukcją samolotu, które mogą być ujęte ilościowo, pozwoli niewątpliwie na dalszy postęp w kierunku ostatecznego celu, jakim jest najkorzystniejsze rozwiązanie konstrukcyjne samolotu.

Tablica 7.

Rozpiętość skrzydeł m	16,8	18,3	19,8 Konstrukcja podstawowa	21,3	22,8
Oceniony ciężar skrzydła — kg	653	670	691	715	743
Oceniony ciężar reszty samolotu — kg	2695	2702	2709	2716	2722
Całkowity ciężar własny — kg	3348	3372	3400	3431	3465
Ciężar zaoszczędzony — kg	52	28	—	- 31	- 65
Oceniona szybkość — km/godz.	270,2	276 0	280 0	283,2	285,4
Wzrost szybkości — km/godz.	- 9,8	- 4,0	—	3,2	5,4
Wartość różnicy ciężaru — zł (292 zł/kg)	15.190	8.180	—	- 9.050	- 18.980
Wartość różnicy szybkości — zł (1650 zł/km na godz.)	- 16.180	- 6.600	—	5.280	8.910
Łączna wartość różnicy ciężaru i szybkości — zł	- 990	1.580	—	- 3.770	- 10.070

SALON LOTNICZY W BRUKSELI

Inż. J. SACHS

W początku czewca odbył się w Brukseli w jednym ze skrzydeł „Palais du Centenaire" (pozostałość po wystawie 1935 r.) I Belgijski Salon Lotniczy. Jest to pierwsza w Belgii wielka wystawa lotnicza o charakterze międzynarodowym; zgrupowała ona poza gospodarzami eksponaty 6-ciu krajów, przy czym powszechną uwagę zwróciło obfite obesłanie wystawy przez Niemcy oraz przyjazd na inaugurację wybitnych osobistości niemieckich z generałem Milchem na czele.

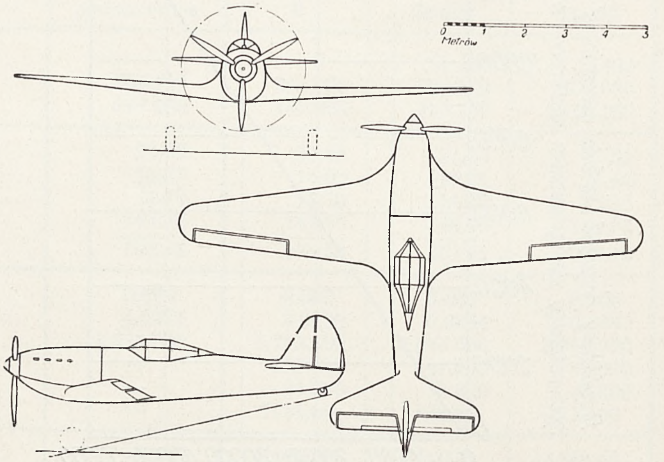
Belgia

Belgia zobrazowała na wystawie swój obecny stan przemysłu lotniczego. Zacząłków przemysłu tego należy szukać przed wielką wojną. Wojna stanowiła oczywiście przerwę, gdyż cały kraj był okupowany, i lotnictwo belgijskie, dzielnie się spisujące na froncie (Coppens), używało samolotów francuskich i angielskich. Wkrótce po wojnie zorganizowano produkcję samolotów. Po wielu przemianach i reorganizacjach i zmarnowaniu wielu wysiłków (nabywanie licencji zagranicznych w chwili, gdy przemysł krajowy był już o krok od usamodzielnienia się), wytworzył się stan tego rodzaju, że Belgia posiada obecnie średnio rozwinięty przemysł płatowcowy, obejmujący 2 wzgl. 3 duże i kilka małych wytwórni, oparty przeważnie na fabrykacji licencyjnej. Silników lotniczych, poza najmniejszymi typu motocyklowego, Belgia obecnie nie produkuje; dawne próby (bezzaworowy silnik Minerwy) poszły w zapomnienie.

Najstarszą i największą pod względem rozmiarów fabryką belgijską jest SABCA (Soc. Anonyme Belge des Constructions Aeronautiques), zbudowana w r. 1921 na lotnisku brukselskim Haren. Fabryka ta wypuściła w ciągu swego istnienia kilka ciekawych prototypów, jak znana w swoim czasie limuzyna Demonty-Poncelet oraz kilkaset płatowców w ogromnej większości licencyjnych, nie mniej nie więcej jak 15 różnych marek, co stanowi swojego rodzaju światowy rekord. W końcu r. 1927, gdy piszący te słowa przeszedł krótką praktykę w tej firmie, fabryka wykańczała serię pościgowców Avia BH21 (licencja czeska), a ponadto produkowała metalowe Bréguet XIX i budowała oddział silników licencji Gnome-Rhône-Jupiter. W chwili obecnej dział silników jest oddawna zlikwidowany (ze względu na zbyt małe zapotrzebowanie na te silniki w Belgii, zwłaszcza, że władze wojskowe przeszły w międzyczasie głównie na samoloty angielskie z silnikami Rolls-Royce), wielki całkowicie metalowy prototyp S. 11 (3 Jupitery) poszedł w zapomnienie, gdyż był tak długo budowany aż się zestarzał, zaś fabryka buduje licencyjne trójmotorowce Savoïa-Marchetti S. 73 (wystawiono makietkę kadłuba i kabinę pilotów), używane na liniach europejskich i afrykańskich belgijskiego towarzystwa SABENA.

Jako oryginalną produkcję pokazała SABCA małą awionetkę S-30, półtorapłat (a ściślej biorąc górnopłat zastrzałowy z malutkim skrzydełkiem usztywniającym u dołu kadłuba), dwuosobową z siedzeniami obok siebie. Budowa drewniana z zastrzałami stalowymi. Bardzo niska cena 48000 fr. belg. (8600 zł.) wraz z silnikiem.

Przodującą marką belgijską jest obecnie Renard. Inż. Renard, który rozpoczął w bardzo skromnych warunkach (znany pościgowiec „L'épervier" z r. 1929), zdołał rozwinąć swą firmę. Samolot wywiadowczy Renard R. 31 (wystawiony na stoisku lotnictwa wojskowego) stanowi jedyny będący w służbie typ samolotu wojskowego konstrukcji belgijskiej. Jednym z najciekawszych eksponatów Salonu jest pościgowiec R 36 (rys. 1), dolnopłat całkowicie metalowy (za wyjątkiem końców skrzydeł i tylnej części kadłuba, krytych płótnem). Skrzydło dość grube, wolnonośne, łączy się z kadłubem długimi owiewkami Karmana ku tyłowi oraz podobnie łagodnym przejściem ku przodowi. Klapy do lądowania w 4-ch odcinkach są w stanie złożonym chronione od tyłu listewką umieszczoną wzdłuż krawędzi odpływowej skrzydła. Podwozie chowane Messier. Silnik Hispano z armatką, karabiny maszynowe niesynchronizowane. Oryginalnością płatowca R36 jest umieszczenie chłodnicy w tylnej części kadłuba, w odgałęzionym tunelu, przy czym działanie „reakcyjne" rozgrzanego strumienia powietrza ma zmniejszać opór szkodliwy chłodnicy.



Rys. 1. Pościgowiec Renard R. 36..

Na stoisku Renarda wystawiono również makietę w skali ½ kabiny szczelnej będącego w budowie pasażerskiego samolotu stratosferycznego R 35 oraz rzeczywistą konstrukcję ½-skrzydła tej maszyny, znajdującej się, jak się wydaje, w stanie dość zaawansowanym.

Młody konstruktor, inż. Regnier wystawił samolot turystyczno - szkolny, drewniany, całkowicie kryty sklejką, odznaczający się b. wielką prostotą wykonania. Płatowiec ten zbudowano w firmie Mulot, która wystawiała obok jednomiejscowy samolot do szkolenia akrobacyjnego, konstrukcji p. Mulota. Jest to półtorapłat drewniany budowy całkowicie klasycznej, z zastrzałami z rur stalowych, w kształcie W.

Firma Stampe i Vertongen w Antwerpii wystawiła swój dwupłat SV5, budowy klasycznej mieszanej, który stanowi wywiadowczą dwumiejscówkę treningową lub też maszynę wojskową dla krajów nie mających aspiracji do zbyt kosztownych osiągów. Seria 10-ciu maszyn tego typu została wyeksportowana do Estonii wzamian... za 5700 tonn pszenicy (co dość dobrze charakteryzuje obecne stosunki eksportowe!). Należy zwrócić jeszcze uwagę na płatowiec turystyczny Oplinter oraz na prototyp SEA1, samolot konstrukcji mieszanej drzewo-stalowej spawanej, z widokami na zastosowanie wojskowe.

Tipsy wystawia 2 małe płatowce: jednomiejscowy S2 z silnikiem dwucylindrowym Sarolea (cena kompletnego płatowca 38500 frcs = 6900 zł.) i dwumiejscowy z 4-cylindrowym Walter-Mikronem, odznaczające się znaczną, jak na moc silników, szybkością, ładnym wykończeniem i zdolnościami akrobatycznymi, oraz możnością stosowania jako wodnosamolot pływakowy.

Aeroklub belgijski wystawił cenne eksponaty i pamiątki związane z Pucharem Gordon-Benett'a.

Na stoisku belgijskiego lotnictwa wojskowego figurował Renard R31, płatowiec wywiadowczy Fairey Fox z całkowicie zdjętym płótnem i z karteczkami objaśniającymi, przyczepionymi do każdego organu oraz przekrój silnika Rolls-Royce Kestrel. Obrona przeciwlotnicza pokazała działo kalibru 75 na platformie, reflektor ⌀ 1200, samoczynne „stanowisko centralne" Vickersa, telemetr 2 m. i aparat podsłuchowy.

Wystawę belgijską kompletował szereg firm przemysłu pomocniczego. Wspomnę śmigła Poncelet, części podwozia „Lacebe" (licencja Messier). oświetlenie lotnisk „Société Boraine" (licencja Barbier, Benard, Turenne), radioaparaty „Bell Telephone" (radiokompas systemu Busignies).

Anglia

Samolot Fairey „Battle" bojowy lub bombowy dwu lub 3-miejscowy, całkowicie metalowy, z chowanym podwoziem stanowił dość sensacyjny acz owiany tajemniczością eksponat. Szczegółowych danych nie podano. Wy-

stawiono go na stoisku belgijskiego Tow. Samol. Fairey, które posiada w Gosselies fabrykę budującą licencyjne Fairey'e dla wojska belgijskiego. Licencja „Battle'a" na Belgię oznacza również pierwszą sprzedaż zagranicę silnika Rolls-Royce „Merlin", w który ten płatowiec jest wyposażony.

Rolls-Royce pokazał znany już Kestrel XVI oraz nowy Merlin (por. Techn. Now. Lotn. 1936 r. Nr. 8 i 12). Na stoisku Bristola znajdował się ruchomy model przecięty silnika Pegasus dostatecznie dobrze u nas znanego. De Havilland pokazał luksusowo wykończony płatowiec turystyczny Hornet-Moth z silnikiem Gipsy-Major 130 KM. Do grupy angielskiej należy dołączyć kilka firm przemysłu pomocniczego, jak f. Dowty (amortyzatory, sterowanie hydrauliczne) oraz Dunlopa, który pokazał jedno z największych w świecie kół (∅ 1900), kółko tylne z gumy przewodzącej elektryczność, pneumatyczne urządzenia do sterowania hamulców i t. p.

Czechosłowacja

Stoisko czeskiego Ministerstwa Rob. Publ. (dep. lotn. cyw.) obejmowało 2 samoloty: „Beta-Minor Be 50" i „Zlin XII" oraz silnik Diesla ZOD; oddzielne stoisko posiadała firma Walter.

„Be50" firmy Benes-Mraz jest to dolnopłat drewniany kryty sklejką z dwoma miejscami umieszczonymi w tandem, odsłoniętymi. Silnik dość znacznej mocy (Walter-Minor 95 KM) zapewnia mu dość dużą szybkość. Podwozie „spodniowe", klapy do lądowania.

„Zlin XII", produkowany w b. dużej serii przez wytwórnię Zlinska Letecka, będącą własnością i organem składowym zakładów Baty, uzyskał sobie dość znaczne uznanie w Belgii i we Francji ze względu na prostotę i taniość. Budowa drewniana, sklejkowa. Dwa siedzenia jedno za drugim, dość obszerne i wygodne, zakryte osłoną z rodoidu. Wyposażenie w aparaturę oczywiście zredukowane do niezbędnego minimum. Silnik czterocylindrowy (podwójny flat-twin), chłodzony powietrzem o niskiej kompresji, b. prosty, potraktowany po samochodowemu (podobny do 4-cylindrowej „Tatry"!), łatwy w obsłudze. Samolot ten jest oferowany we Francji w stanie kompletnym z silnikiem za cenę ok. zł. 7.100.— (bez żadnych subwencji).

Silnik ZOD 260, budowany przez Zakł. C-Sl. Zbrojovka, Brno, jest drugim obok Junkersa Dieslem, który wykroczył poza stadium prób i lata regularnie na czeskich liniach lotniczych. Jest to chłodzony powietrzem dziewięciocylindrowy gwiazdowy dwusuw, z odśrodkową sprężarką przepłukującą. Wydech jest sterowany normalnymi zaworami, umieszczonymi na głowicach, zaś wlot szczelinami odsłanianymi przez tłoki. Moc 260 KM przy 1560 obr/min, waga 320 kg (1230 gr/KM), zużycie paliwa (przy 8/10 mocy) — 185 gr/KMgodz.

Walter wystawił znany z ostatniego salonu paryskiego silnik rzędowy odwrócony „Sagitta".

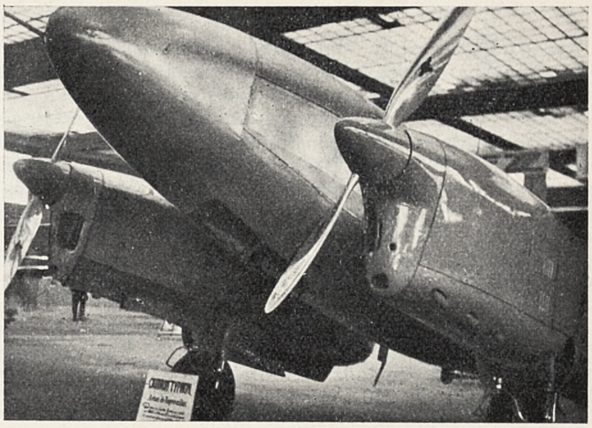
Dania

Danię reprezentowała tylko jedna firma Madsen, pokazująca swe karabiny maszynowe i armatki lotnicze.

Francja

Duże stoisko francuskie, pod egidą Ministerstwa Lotnictwa obejmowało przeważnie eksponaty znane już naszym czytelnikom z opisów Salonu Paryskiego. Niektóre z płatowców, które figurowały uprzednio w Paryżu, zdołały w międzyczasie dokonać niebylejakich wyczynów: Caudron Simoun, pilotowany przez Maryse Bastié, przeleciał Atlantyk Południowy, Caudron Typhon (rys. 2), pilotowany przez Rossi'ego, pobił rekord światowy 5.000 klm. ze średnią 311 km/godz. Ta ostatnia maszyna, o pięknym rasowym wyglądzie, figurowała jako lekki bombowiec „represyjny", z dużą taflą rodoidu na brzuchu kadłuba dla strzelca w pozycji leżącej.

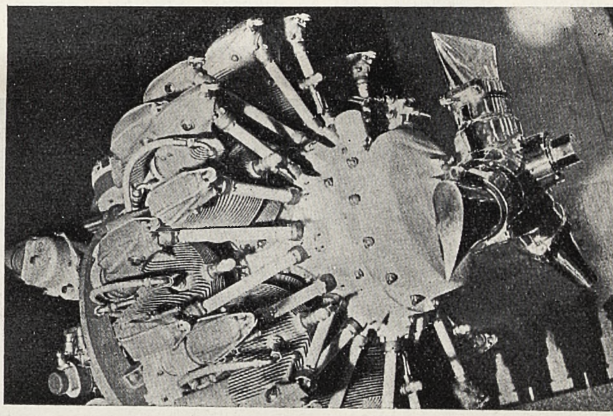
Pościgowiec Morane-Saulnier 405 CJ nie stanowi już obecnie świeżego prototypu, lecz dużo latał, osiągając podobno szybkość maksymalną 490 km/godz. Robi on ciekawe „mocne", choć dość ciężkie wrażenie. Ładnie wykończony, obity czerwoną skórą, turystyczny Potez 58 i skromniejszy Salmson kompletują stoisko francuskie.



Rys. 2. Przód samolotu Caudron „Typhon".

Z silników wystawiono 2 Hispano i 1 Gnome-Rhône'a. Chłodzony płynem silnik Hispano Suiza, 12 cylindrów V, typu Ydrs, rozwija obecnie na 4000 mtr. 860 do 930 KM; był on zaopatrzony w ciekawe odrzutniki płomienia Bronzavia. Hispano wystawiła również 14-cylindrowy gwiazdowy „14 AARS" o mocy 1150 KM na 4000 m.

Gnome-Rhône — fabryka, będąca w pełni kolosalnej produkcji (co stwierdziłem zwiedzając ją w kilka dni później w Paryżu), wystawiła swój ostatni typ 14 Mars (rys. 3). Silnik ten, 14 cylindrów 122 × 116 (19 litrów) odznacza się niezmiernie małą średnicą 964 mm.; przy kompresji 6,5:1 rozwija on na wysokości 4000 m. moc 680 KM przy 3000 obr/min. Reduktor o satelitach czołowych. Waga silnika 419 kg. Zwraca uwagę to, że Gnome-Rhône dostarcza obecnie zespoły silnikowe wraz z łożem silnikowym, okapotowaniem i śmigłem o skoku zmiennym lub stałym swego wyrobu.



Rys 3. Silnik Gnome Rhone 14 Mars (M. 14).

Poza stoiskiem Ministerstwa wystawiła firma Ratier (śmigła o zmiennym skoku kilku typów, wszystkie sterowane elektrycznie) oraz kilka francuskich firm przemysłu pomocniczego. U jednej z nich zwracał uwagę 4-cylindrowy silnik małej mocy, podobny do czeskiego Persy.

Holandia

Udział holenderski na wystawie był skromny: Zakłady Fokkera wystawiły tylko makietki (m. in. znanego samolotu szturmowego „GI", pościgowca „D21" i licencyjnego Douglasa DC3).

Koolhoven wystawił dolnopłat turystyczny małej mocy o oryginalnym skrzydle w kształcie litery M, dwumiejscowy z siedzeniami obok siebie, konstrukcji drewnianej. Promień działania płatowca tego wynosi — gdy pilot leci sam — 1320 km.

Radioaparaty i oświetlenie lotnisk wystawiła znana firma Philips.

Niemcy

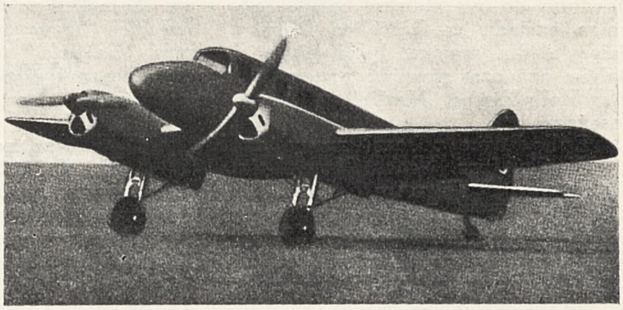
Arado. Wystawiony dolnopłat całkowicie metalowy Ar96 (rys. 4), bardzo podobny w sylwetce i w typie do niemieckich samolotów challenge'owych, przedstawiono jako uniwersalny samolot do treningu i szkolenia specjalnego w akrobacji, lotach nocnych, fotograficznych, bombowych, w strzelaniu z KM pilota i obserwatora (strzelec umieszczony plecami do pilota, KM strzelający do tyłu). Wersja figurująca na wystawie była wyposażona w bardzo kompletną instalację radiową z manipulatorem kluczowym, dla szkolenia w łączności radiowej. Kadłub konstrukcji skorupowej, skrzydło o obrysie trapezowym zaokrąglonym, klapy do lądowania. Podwozie chowane na płask do skrzydeł, mechanizm chowania podwozia hydrauliczny, jak również i hamulce. Z silnikiem Argus 240 do 300 KM, szybkość wynosi 300 do 325 km/godz.; z silnikiem Wright 365 KM, szybkość wzrasta do 360 km/godz.



Rys. 4. Samolot Arado „Ar. 96".

B. F. W. (Messerschmidt) pokazał tylko makietkę znanego „Taifun'a".

Bücker „Jungmann" jest to dwupłat szkolny i treningowy, pozwalający — pomimo małej mocy silnika — na wykonywanie wszelkich akrobacji (rys. 5). Budowa kla-



Rys. 6. Samolot transportowy Gotha Go 146.

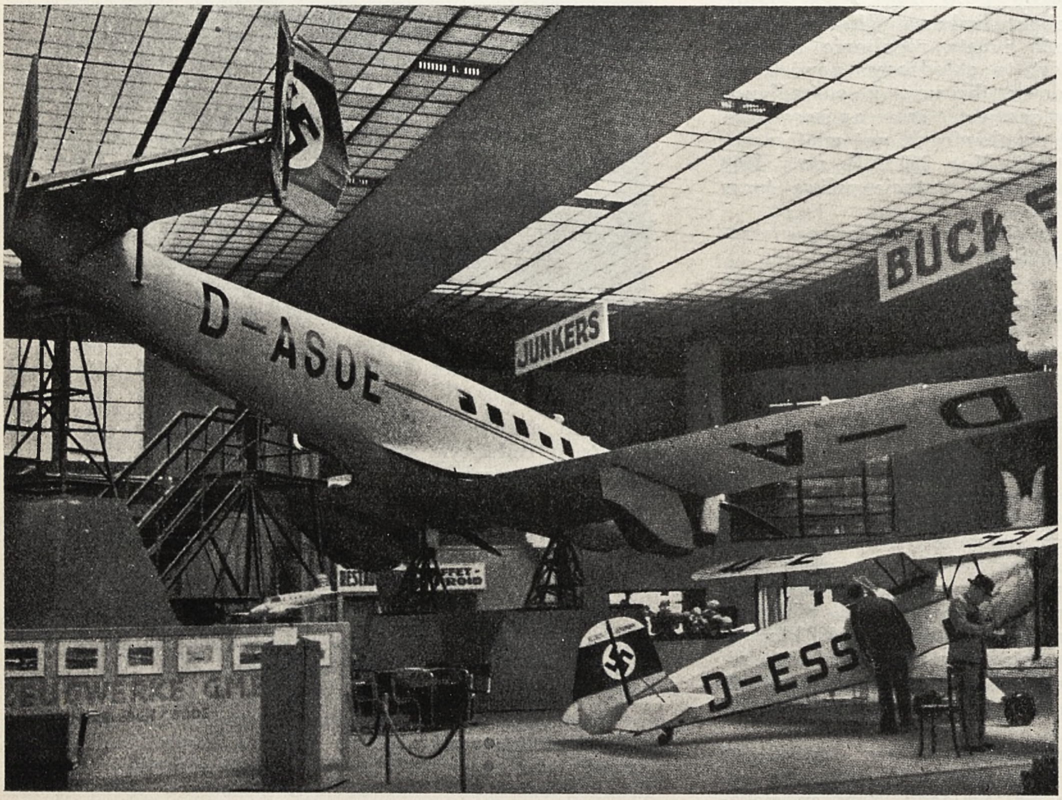
syczna; skrzydła drewniane (górne i dolne identyczne), słupki stalowe, kadłub rurowy spawany. Lotki tak na górnych jak i na dolnych skrzydłach.

Ciekawa makietka potężnie uzbrojonego Focke-Wulf „Weihe" określona jest również jako samolot wojskowy treningowy (nic dziwnego, szybkość z 2 silnikami Argus 240 KM wynosi 250 km/godz.). Pościgowiec Focke-Wulf FW159, o wciąganym podwoziu (szybkość 470 km/godz.) figuruje również tylko jako makietka, przy czym marki silnika nie podano. Makietki pokazały jeszcze firmy Ago oraz Blohm & Voss.

Gotha. Zakłady „Gothaer Waggonfabrik", które budowały w swoim czasie słynne bombowce Gotha występują z pięknym dwumotorowym dolnopłatem zakwalifikowanym jako szybki samolot transportowy (rys. 6). Konstrukcja metalowa z wyjątkiem końców skrzydeł i ogona, krytych sklejką. Kadłub o bardzo ładnie zaokrąglonych kształtach posiada za szybą z wygiętego materiału przezroczystego miejsce pilota z znakomitą widzialnością, obficie wyposażone w instrumenty. Nieco z tyłu, przesunięty w stosunku do osi płatowca siedzi radiotelegrafista, zaś za nim dwaj pasażerowie. Dostęp do kabiny odbywa się zapomocą dwojga drzwi z materiału przezroczystego, otwierających się ku górze. Lotki krzywiznowe do lądowania, złożone z 3-ch części każda. Podwozie wciągane do gondoli silnikowych typu Elektrometall. Dwa silniki Hirth w kształcie V odwróconego po 200 KM, umieszczone w ładnie oprofilowanych gondolach (odpływ powietrza chłodzącego w rodzaju owiewków NACA), zapewniają płatowcowi szybkość podróżną 295 km/godz. (max. 315), interesującą dla płatowca pasażersko-pocztowego, zbyt małą dla zastosowań wojskowych. Nie powiedziano, jaka by była szybkość z lekkimi silnikami benzynowymi znaczniej większej mocy.

Klemm, marka znana w Belgii (w swoim czasie Klemm wygrał belgijski międzynarodowy konkurs awionetek), pokazała lekki dolnopłat wolnonośny konstrukcji mieszanej (skrzydło sklejkowe), który jest podobny w linii do dawnych 20 potem 40-konnych Klemm'ów, lecz który „urósł" i ma obecnie silnik 80-konny.

Junkers, zajmujący centralny punkt stoiska niemieckiego, reprezentował największy eksponat Salonu, wielki „Ju 86", umieszczony b. efektownie (choć niedostępnie wysoko) z nawpół schowanym podwoziem (rys. 5).



Rys. 5. Dział niemiecki.
Na pierwszym planie Junkers „Ju. 86" z prawej strony Bücker „Jungmann".

Samoloty na Salonie Lotniczym w Brukseli 1937 r.

	Marka	Model	Przeznaczenie	Typ	Rozpiętość m.	Długość m	Pow. nośna m²	Cięż. własny kg.	Cięż. całk. kg.	Obciążenie kg/m²	Kg/KM	Ilość silników	Marka silnika	Moc silnika KM	Szybkość max. km/g.	Szybkość min. km/g.	Pułap m	Podwozie
Belgia	Fairey	„Battle"	bombowiec	dolnopłat	16,5							1	Rolls-Royce Merlin	1050	430			chowane
	De Havilland	Hornet Moth	turystyczny	dwupłat	9,96	7,56	20,45	570	885	43	6,8	1	D. H. Gipsy Major	130	211		4760	stałe
	SABCA	S 30	sportowy 2-miejsc.	półtorapłat.	10,90	7,6	15.5	260	450	29	11,2	1	Sarolea „Aiglon"	40	146	65		„
	Renard	R 36	pościgowiec	dolnopłat.	11.64	8,54	19	1500	2200	116	2,4	1	Hispano Suiza Ydrs	910	505	115	12000	chowane
	Stampe et Vertongen	V 5	wywiadowczy, trenigowy	dwupłat	10.5		26,7	1055	570	58,8	4,6	1	Armsts. Siddeley Cheetah	350	265	90	7500	stałe
	SEA	1	transportowy	dolnopłat	12,50	10	20	1200	1900	95	6,35	2	Siddeley Genet Major	150	290	110		chowane
	Tipsy	S 2	sportowy 1 miejsc.	„	7,50	5,70	9.5		260	27,4	8,15	1	Sarolea „Albatros"	32	175	60	5000	stałe
	„	B	sportowy 2 miejsc	„	9,50	6 50	12	225	450	37,5	9,0	1	Walter Mikron	50	185	75	6000	„
	Oplinter		turystyczny	dolnopłat	9,00	7,20	14	400	650	46,5	7,65	1	Cirrus-Minor	85	215	75	500	„
	Regnier	12	turyst, szkolny	„	11,60	7,65	15,2	290	490	32,0	9,8	1	Train	40/50	155	60	4000	„
	Mulot	AM-20	„akrobacyjny"	półtorapłat	7,4		10.5	330	570	51	6,5	1	Cirrus Minor	85	205	80	5800	„
Czechosłowacja	Benes Mraz	Beta Minor Be 50	turyst.	dolnopłat	12.16		16,3	470	730	44,8	7,7	1	Walter Mikron	85/95	200	55	5000	„
	Zlin	XII	turyst.	dolnopł.	10	7,68	12	286	464	38,7	9,3	1	Persy	50	155	60	3800	„
Francja	Caudron	„Typhon" C. 640	lekki bombowiec	dolnopłat	14,8	10 95	28	2000	3600	128,5	8,2	2	Renault	220	378	108		wciągane
	„	„Simoun" C. 510	pocztowy	„	10,4	8,66	16	700	1230	77	5,6	1	„	220	300	80		stałe
	Morane Saulnier	405	pościgowiec	„	10,70	8	18	1776	2240	124	2,6	1	Hispano Suiza 12 Ygrs	860	490		11000	chowane
	Potez	58	turystyczny	górnopłat														
	Salmson	„Cri-Cri"	„	„	9,66	6,90	16,5	315	570	35,6	8,1	1	Salmson ADR	70	151	59		stałe
Holandia	Koolhoven	Junior F. K. 53	turystyczny	dolnopłat	10,5	7,2	15,5	275	500	32,3	9,1	1	Walter Mikron	50	158	55	3700	„
Niemcy	Arado	AR96	treningowy	dolnopłat	11,00	8,35	17.1	960	1395	81	5,8	1	Argus As 10	240	325	80	5500	chowane
	Bücker	„Jungmann"	szkolny	dwupłat	7,40	6,66	13,5	350	600	44,5	7,5	1	Hirth HM 60 R	80	175	70	4000	stałe
	Gothaer Waggonfabrik	Go 146	transportowy	dolnopłat	11,50	9,00	20,6	1400	2100	102	5,25	2	Hirth HM 508 E	200	315	98	5000	wciągane
	Klemm	L 35	turystyczny	dolnopłat	10,04	7,50	15,2	400	705	46,5	8,30	1	Hirth HM 60 R	80	200	80	4800	stałe
	Junkers	Ju 86	pasażerski	dolnopłat	22 5	17,41	82	5050	7850	95,7	6,55	1	Junkers Jumo 205	600	310	98	6700	chowane
U.S.A.	Beechcraft			dwupłat														

Jest to znany z opisów i wyczynów (Lot do Bathurst, 7200 km. bez lądowania) płatowiec transportowy dla 10 pasażerów, całkowicie metalowy, kryty gładką blachą (dla maszyn bardzo szybkich zarzucono już charakterystyczną „junkersowską" blachę falistą), wyposażony w dwa silniki Diesla Jumo 205. Makietka prezentuje wersję wojskową „Ju-86-K", wyposażoną w wieżyczkę oszkloną z przodu oraz jedną wieżyczkę odsłoniętą i jedną wieżyczkę obrotową dolną (miskę) z tyłu. Jest to z pewnością jedyny w chwili obecnej samolot wojskowy z silnikiem Diesla. Dział silników Junkersa pokazuje pięknie wykonany ruchomy przekrój „Jumo 205", opisanego już obszernie w TNL (styczeń 1937 r.). Zwracają uwagę cienkie stalowe cylindry z wlotem utworzonym przez kilkadziesiąt skośnych otworów; wyloty stanowią pochylone okienka, których „szprosy" (jedno z najdelikatniejszych miejsc silnika dwusuwowego!) mają naspawane płaszcze chłodzące; korbowody o szerokich łbach ze stopami na podwójnych łożyskach igłowych; silne koła zębate łączące oba wały korbowe etc. W zakresie wielkich silników Diesla Niemcy posiadają bezsprzecznie kolosalny awans w stosunku do innych krajów, czego nie można, zdaje się, powiedzieć o silnikach benzynowych dużej i wielkiej mocy, których na wystawie nie było. Firmy Argus, Hirth i Bramo wystawiły natomiast silniki mniejszej mocy, wszystkie chłodzone powietrzem.

Stara firma Argus pokazała silnik As10c, w kształcie V odwróconego, 8 cylindrów 120 × 140 (12,67 litra). Kompresja 5,9:1. Moc 240 KM przy 2000 obr./min. Ciężar 838 gr/KM, moc z litra 19,1 KM.

„Bramo", Branderburgische Motorenfabrik, jest to wydzielona fabryka silników lotniczych, Siemensa, wystawiająca silniki gwiazdowe 7-cylindrowe Sh14A4, 7 cylindrów 108 × 120 (7,7 litra). Kompresja 5,3:1 (lub 6,0:1), moc 150 (160) KM przy 2200 obr/min., moc z litra: 21 KM. Ciężar 135 kg, co daje 845 gr/KM (w wypadku kompresji wyższej). Charakterystycznym dla silnika jest składany wał korbowy patentu Hirtha.

Rzędowe odwrócone silniki Hirth'a posiadają oczywiście wszystkie wały składane. HM60R„ ma 4 cylindry 102 × 110 (3,6 litra). Kompresja 5,8:1. Moc 80 KM przy 2400 obr/min. Ciężar 84 kg. (1,05 kg/KM), 22,2 KM z litra. Nowszy silnik HM504 przy zwiększonych wymiarach 105 × 115 (4 litry) i kompresji 6:1, ma 100 KM, zaś HM508 (pochodzący z Challenge'u 1934) stanowi 8-cylindrowe w kształcie V podwojenie poprzedniego i rozwija 225 KM. Pokazano również 6-cylidrowy HM506 (5,9 litra) o mocy 135 KM. Silniki Hirtha są bardzo rozpowszechnione na małych płatowcach niemieckich: podobno firma ta wypuściła już powyżej 1000 szt. silników 4-cylindrowych.

Obraz lotnictwa niemieckiego kompletowały wystawione przez Instytut Badawczy Szybownictwa: wodnoszybowiec „Seeadler", kabina szybowca „Rhönsperber" i tunel dymny syst. Lippisch'a (w ruchu), obrazujący przebieg strug powietrza na skrzydle ze slotem oraz telefon Siemensa dla komunikacji z szybowcem holowanym przez płatowiec (linka holownicza z przewodem telefonicznym).

Poza tym cały szereg znanych firm niemieckich wystąwił wyposażenie (Bosch), instrumenty (Askania, Fuess), śmigła (Heine, Schwarz) i produkcję przemysłu pomocniczego oraz surowcowego. Zwłaszcza zwracało uwagę piękne stoisko Askanii, gdzie obok kompletnego wyposażenia w instrumenty pokładowe pokazano funkcjonujące aparaty do kontroli instrumentów np. obrotomierzy, busoli etc.

Stany Zjednoczone

Stany Zjednoczone reprezentował tylko jeden płatowiec klasyczny dwupłat 4-osobowy „Beechcraft", lansowany ostanio w Europie, odznaczający się wyjątkowo ładnym wykończeniem i emaliowaniem wszystkich powierzchni, poza tym niektóre przedmioty wyposażenia, a mianowicie radiokompas Simon. Należy jeszcze wspomnieć o wzbudzających duże zainteresowanie silniczkach amerykańskich do modeli latających Brown i Baby Cyclone (¼ KM!), demonstrowanych w ruchu i działających bez zarzutu.

R. A. F. DISPLAY I S. B. A. C. DISPLAY 1937

Inż. WILHELM CHALLIER

Doroczny pokaz lotniczy, organizowany przez angielskie lotnictwo wojskowe (Royal Air Force Display — w skrócie R.A.F. Display), wypadł tego roku szczególnie wspaniale. Piękna pogoda, rekordowa liczba publiczności (ok. 200.000), obecność pary królewskiej — wszystko to przyczyniło się do uświetnienia pokazu, osiemnastego z rzędu.

Pokaz odbył się w sobotę, 26 czerwca, na lotnisku w Hendon. Składał się on z dwóch części: wstępnej od godz. 12.15 do 14.13 i głównej, od godz. 15 do 17.05. Najciekawszymi punktami części wstępnej, obejmującej ogółem osiem konkurencyj, były niewątpliwie bombardowanie nurkowe i zaopatrywanie w paliwo w locie. Bombardowanie nurkowe pokazano po raz pierwszy na R.A.F. Display; wzbudziło ono duże zainteresowanie, tak, że prawdopodobnie wejdzie na stałe w skład programu pokazu. Zwycięzca tej konkurencji uzyskał 165 pkt. na 200 pkt. możliwych; jego błąd średni wynosił 8 m. Użyte były samoloty dwumiejscowe Hawker Hind z silnikiem Rolls-Royce Kestrel, oraz jeden samolot Vildebeest z silnikiem Pegasus. Lot nurkowy rozpoczynano z wysokości 1000—1200 m.

Technikę zaopatrywania w paliwo w locie demonstrowały samoloty Boulton & Paul Overstrand (samolot zaopatrywany) i Vickers B/19/27 (samolot zaopatrujący), oba z dwoma silnikami Pegasus, samo zaś zaopatrywanie ma przebieg następujący: samolot zaopatrywany wypuszcza linkę o długości kilkudziesięciu metrów, zakończoną kotwiczką, jednocześnie zaś samolot zaopatrujący wypuszcza również linkę, nieco krótszą, zaopatrzorą w kotwiczkę i ciężarek, tak, że zwisa ona prawie pionowo. Następnie samolot zaopatrujący nadlatuje nad samolot zaopatrywany, chwyta jego linkę, wciąga ją i przymocowuje do niej końcówkę przewodu paliwowego. Teraz załoga samolotu zaopatrywanego wypuszcza mały spadochronik - żagielek, przymocowany do końca linki, przerzuconego przez rolkę. Żagielek ten zostaje porwany przez prąd powietrza i ściąga — za pośrednictwem linki — końcówkę przewodu paliwowego na pokład samolotu zaopatrywanego, gdzie ją przymocowują do wlewu zbiornika, po czym następuje przepompowywanie paliwa, z wydatkiem 80 galonów/min. (ok. 360 litrów/min). Po napełnieniu zbiorników odłącza się przewód paliwowy, samoloty oddalają się od siebie a linka łącząca zostaje w odpowiedniej chwili automatycznie przecięta.

Program główny obejmował dwanaście konkurencyj. Pierwszym jego — i niewątpliwie kulminacyjnym — punktem był przelot 260 samolotów, tworzących 26 eskadr po dziesięć samolotów, lecących kluczami po pięć. Samoloty leciały w pięciu kolumnach. Środkową kolumnę stanowiło 50 samolotów rozpoznawczych Avro Anson, z dwoma silnikami Armstrong Siddeley Cheetah. Po obu stronach tej kolumny leciały kolumny lekkich samolotów bombardujących Hawker Hind, z silnikiem Rolls-Royce Kestrel, a dwie kolumny zewnętrzne złożone były z samolotów myśliwskich Gloster Gauntlet i Gladiator, z silnikiem Bristol Mercury. Czoło leciało na wysokości 600 m, koniec zaś na ok. 400 m.

Zaznaczyć należy, że wszystkie te samoloty nie startowały wspólnie. Wystartowały one z różnych miejscowości i spotkały się po drodze w oznaczonym z góry czasie i miejscu. Zła pogoda opóźniła przylot ciężkich samolotów bombardujących Handley-Page Harrow, które wskutek tego udziału w defiladzie nie brały. Po przeleceniu nad lotniskiem, samoloty złamały szyk i powróciły do swoich portów macierzystych.

Defilada tej masy samolotów, będąca demonstracją potęgi lotnictwa angielskiego, była, według prasy angielskiej, również hołdem koronacyjnym, złożonym parze królewskiej przez najmłodszą z broni. Trzeba pamiętać, że król Jerzy VI był oficerem lotnictwa i pilotem wojskowym.

Z innych punktów programu głównego należy wymienić: zespołowe loty na plecach, wykonane przez instruktorów Centralnej Szkoły Lotniczej na trzech samolotach Avro Tutor, z silnikiem Lynx; zespołową akrobację, wykonaną przez cztery samoloty myśliwskie Hawker Fury, z silnikiem Kestrel, w czasie której samoloty zmieniały niejednokrotnie szyk; efektowne „pisanki dymne", wykonane przez pięć samolotów Gloster Gauntlet, z silnikiem Bristol Mercury, zawierające m. in. monogram królewski; popularne popisy ucznia, szkolonego w akrobacji, dające pilotowi pole do wykazania mistrzowskiego opanowania samolotu; loty samolotów z czasów wojny i samolotów najnowszych; bombardowanie portu Hendon przez eskadry nieprzyjacielskie, w skład których wchodziły m. in. najnowsze angielskie samoloty bombardujące, jak Armstrong-Whitworth Whitley, Bristol Blenheim i Vickers Wellesley.

Według ogólnego zdania, tegoroczny R.A.F. Display był najlepszym pokazem z dotychczasowych. Dał temu wyraz król Jerzy VI, składając po pokazie podziękowanie wszystkim szarżom lotnictwa i wręczając dowódcy pokazu, marszałkowi Sir Hugh C. Dowding'owi, Wielką Komandorię orderu Wiktorii.

Prawie wszystkie samoloty, wystawione w parku prototypów (New Type Park) w Hendon, brały udział w Flying Display w Hatfield i opis ich podam dalej. Tu wspomnę, tylko o dwóch samolotach, których w Hatfield nie było.

Pierwszy z nich, to Airspeed Queen Wasp. (rys. 1), samolot przeznaczony jako cel do ćwiczeń strzelania marynarki, kierowany na odległość za pomocą radia. Samolot jest dwupłatem, kabinowym, konstrukcji drewnianej, zaopatrzonym w silnik Armstrong Siddeley Cheetah IX o mocy 355 KM. Samolot jest dostosowany do startu katapultowego i do szybkiej zamiany kół na pływaki. Zastępować on będzie dawniej używane samoloty Queen Bee (przerobione z Tiger Moth'a), które widocznie były niedość szybkie.

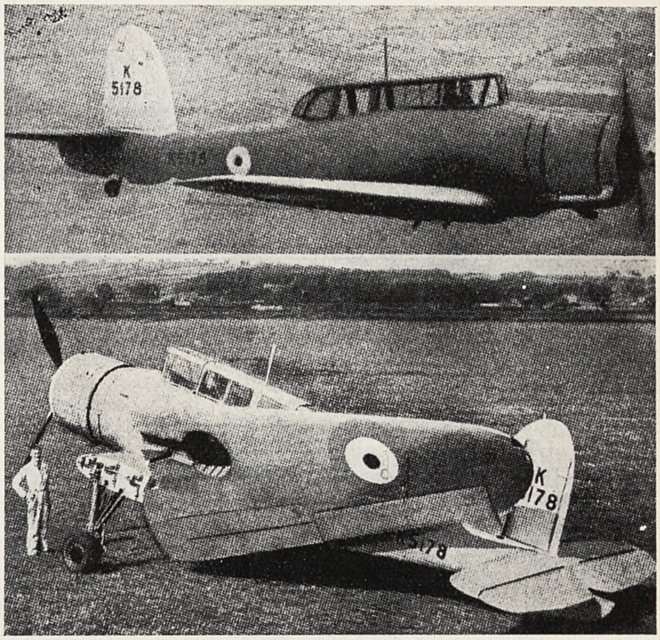


Rys. 1. Samolot Airspeed „Queen Wasp".

Drugi z prototypów, to samolot zbudowany przez Blackburn Aircraft, Ltd., określony jako samolot przeznaczony do walki i bombardowania nurkowego (fighter dive-bomber) (rys. 2). Zbudowany na zamówienie lotnictwa marynarki, samolot jest dolnopłatem całkowicie metalowym, ze skrzydłami składanymi (ze względu na brak miejsca na lotniskowcach), kadłubem wodoszczelnym, umożliwiającym utrzymanie się na wodzie w razie przymusowego wodowania, podwoziem chowanym, klapami płaskimi i kabiną zamkniętą na dwie osoby załogi. Silnik Bristol Mercury, który być może zostanie w przyszłości zastąpiony Perseusem; osłony silnika sterowane; śmigło metalowe trójramienne, dwuskok de Havilland'a. Wyrzutnik bomb pod kadłubem. W czasie nurkowania klapy są opuszczone, aby zmniejszyć szybkość nurkowania. Zwraca uwagę niezwykłe położenie usterzenia kierunku umieszczonego całkowicie przed usterzeniem wysokości.

Kończąc omawianie R.A.F. Display, chciałbym jeszcze podkreślić wzorową organizację oraz fakt, że instalacja radiowa funkcjonowała w tym roku znacznie lepiej, niż dawniej. Łączność z samolotami wykonującymi popisy była zupełnie dobra.

Przechodząc do sprawozdania z S.B.A.C. Display (pokaz urządzony przez Society of British Aircraft Constructors, znany jako Flying Display), należy przede wszystkim zauważyć, że pokaz ten w roku bieżącym trwał dwa dni, a nie jeden dzień, jak poprzednio. Dn. 28 czerwca odbyła się inspekcja samolotów ustawionych na lotnisku, dn. 29

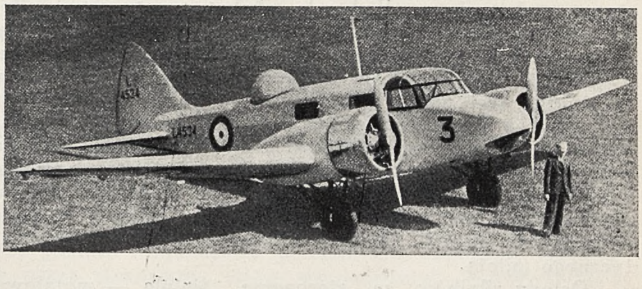


Rys. 2. Samolot Blackburn przeznaczony do walki i bombardowania nurkowego.

czerwca — popisy lotnicze tych samolotów. Jednocześnie, przez oba dni otwarta była wystawa silników lotniczych, akcesoriów, przyrządów, materiałów konstrukcyjnych i t.p. Inowacja ta została wprowadzona w tym celu, aby umożliwić zaproszonym gościom dokładniejsze obejrzenie wystawionego sprzętu lotniczego, co było fizyczną niemożliwością w roku ubiegłym.

Tegorocznemu Flying Display ton nadawały samoloty wojskowe. Stanowiły one nie tylko większość wystawionych maszyn, ale były też bez porównania ciekawsze w konstrukcji od samolotów cywilnych, z wyjątkiem „Albatrosa" de Havilland'a. Ograniczę się do omówienia najciekawszych maszyn, aby nie przedłużać zbytnio mego sprawozdania.

Airspeed, Ltd., wystawiła samolot szkolny przejściowy „Oxford", przeznaczony do szkolenia pilotów w prowadzeniu samolotów dwusilnikowych oraz do szkolenia załóg w zadaniach bombardowania, nawigacji i strzelania. Samolot ten (rys. 3) jest ewolucją znanego samolotu komunikacyjnego Airspeed Envoy, jednak przód kadłuba został zmieniony, aby pomieścić dwa siedzenia obok siebie dla dwóch pilotów. Samolot zaopatrzony jest w dwa silniki Armstrong Siddeley Cheetah X (350 K.M.), śmigła drewniane o skoku stałym, chowane podwozie, klapy płaskie przechodzące również pod kadłubem i obrotową wieżyczką na k. m., typu Armstrong Whitworth, za skrzydłem. Wyposażenie samolotu zawiera radio nadawczo-odbiorcze, wraz z „homing-device"; przewidziana możliwość wbudowania aparatu foto. Załoga składa się z trzech ludzi, ale przewidzianych jest pięć różnych stanowisk: pilot, nawigator lub drugi pilot, bombardier, radio-operator, strzelec tylny. Ciężar całkowity 3312 kg. Szybkość maksymalna 298 km/godz. na wysokości 2300 m; szybkość podróżna 259 km/godz. na 3050 m przy 61% mocy maksymalnej, a czas lotu na tej wysokości 5½ godzin. Szybkość przeciągnięcia (t. zn. szybkość odpowiadająca kątowi natarcia,



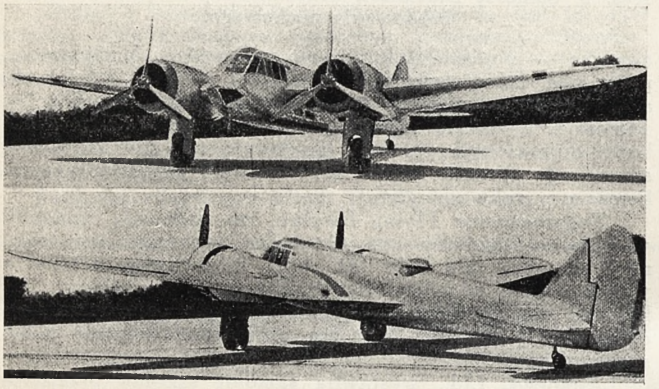
Rys. 3. Samolot szkolny przejściowy Airspeed „Oxford".

przy którym samolot traci sterowność — ang. stalling speed) wynosi 103 km/godz; pułap praktyczny 7000 m, na jednym silniku 1800 m. Rozbieg przy starcie 250 m.

Poza tym firma ta wystawiła znany samolot komunikacyjny Airspeed „Envoy" Series III, z dwoma silnikami Cheetah IX (350 K.M.), przeznaczony dla ośmiu osób. Typ ten różni się od poprzednich tym, że skrzydło i statecznik wysokości są pokryte sklejką, przez co podobno produkcja stała się prostsza. Szybkość maksymalna tego samolotu wynosi 327 km/godz. na wysokości 2950 m., przy ciężarze całkowitym 2990 kg.

Sir W. G. Armstrong Whitworth Aircraft, Ltd., wystawił znany już poprzedniego roku ciężki samolot bombardujący „Whitley". Samolot ten budowany jest obecnie seryjnie dla angielskiego lotnictwa wojskowego, przy czym ostatnie jego wersje (Whitley II i III) zaopatrzone są w dwa silniki Siddeley Tiger VIII z dwustopniową sprężarką, podczas gdy Whitley I zaopatrzony jest w silniki Tiger IX o mocy 800 KM. Szybkość samolotu z tymi silnikami, przy ciężarze całkowitym ok. 9550 kg., wynosi 308 km/godz. na wysokości 2100 m. Zasięg przy pełnym obciążeniu wynosi 2400 km., a pułap praktyczny około 5800 m. Wszystkie te samoloty są zaopatrzone w śmigła nastawne w locie.

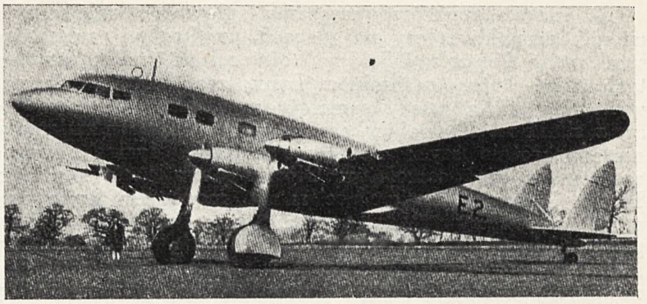
The Bristol Aeroplane Company, Ltd., wystawiła słynny już średni samolot bombardujący „Blenheim", zaopatrzony w dwa silniki Bristol Mercury VIII o mocy 840 KM. Samolot ten (rys. 4), będący ewolucją samolotu



Rys. 4. Samolot bombardujący Bristol „Blenheim".

pasażerskiego „Britain First", zbudowanego na zamówienie lorda Rothermere, w poprzednim roku nie był jeszcze wystawiony; obecnie produkowany jest w dużej serii dla angielskiego lotnictwa. Samolot jest konstrukcji całkowicie metalowej. Kadłub powłokowy; skrzydło posiada dwa dźwigary główne i kryte jest blachą pracującą. Materiałem konstrukcyjnym jest alklad. Usterzenia są również wykonane z alkladu, przy czym stateczniki i części sterów położone przed osią obrotu są kryte blachą, reszta zaś sterów — płótnem. Również lotki są kryte płótnem. Podwozie i koło ogonowe chowane hydraulicznie. Załoga składa się z trzech ludzi: pilot w przodzie kadłuba, obok niego bombardier - nawigator, w tyle zaś radio - operator, zarazem strzelec. Siedzenie nawigatora znajduje się obok pilota; do wykonania bombardowania nawigator przechodzi do przodu, gdzie umieszczone jest specjalne siedzenie składane. Bomby są umieszczone w komorze, znajdującej się w środku ciężkości samolotu, pod częścią środkową skrzydła. Uzbrojenie obronne przednie składa się ze stałego k. m. Vickers'a, obsługiwanego przez pilota i umieszczonego w lewym płacie, po za obrębem śmigła, tylne zaś z k. m. Lewis'a, umieszczonego w obrotowej wieżyczce, znajdującej się w górze kadłuba, za skrzydłem. Wieżyczka jest nadto wysuwalna do góry; uruchomiona jest również hydraulicznie, tak samo jak klapy. Do uruchamiania mechanizmów podwozia, klap i wieżyczki strzelca służy specjalny układ hydrauliczny, którego pompka, o wydatku ok. 11,5 litr/min., napędzana jest od silnika; przewidziany jest nad to napęd ręczny pompki w razie uszkodzenia silnika. Samolot wyposażony jest w automatycznego pilota.

Osłony silników są sterowane. Śmigła — metalowe, trójramienne, dwuskoki de Havilland'a.



Rys. 5. Samolot De Havilland „Albatros".

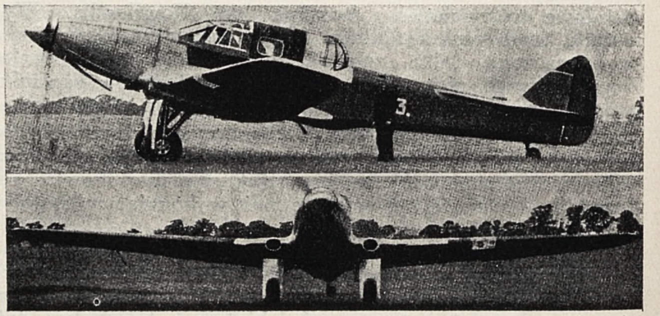
Oficjalnie ogłoszone osiągi Blenheim'a przedstawiają się, jak następuje (z pełnym obciążeniem):

Szybkość maksymalna 450 km/godz. na wysokości 4575 m. Pułap praktyczny 9840 m. Zasięg 1610 km. przy szybkości 320 km/godz. Rozbieg przy starcie 305 m. Dobieg przy lądowaniu z hamulcami 370 m. Ciężar samolotu próżnego wynosi 3360 kg., ciężar ładunku 2096 kg., ciężar całkowity 5460 kg. Osiągi te zdają się potwierdzać opinię, że Blenheim jest najszybszym seryjnym samolotem bombardującym świata. Pokaz Blenheim'a w locie wykazał dużą zwrotność samolotu, przy znacznej szybkości lądowania.

The de Havilland Aircraft Company, Ltd., wystawiła dwa samoloty nowe bardzo interesujące, noszące nazwy „Albatros" i „Don".

„Albatros" jest samolotem przeznaczonym do lotów transatlantyckich, zbudowanym na zamówienie Air Ministry. Jego szybkość podróżna ma wynosić 336 km/godz., na wysokości 2100 m. Jest to dolnopłat wolnonośny (rys. 5) o kształtach szczególnie doskonałych aerodynamicznie, z klapami, z podwoziem i kołem ogonowym chowanym. Wyposażony jest w cztery silniki Gipsy Twelve, 12-sto cylindrowe rzędowe odwrócone, chłodzone powietrzem, napędzające śmigła dwuramienne metalowe, typu „constant-speed" de Havilland'a. Nowością jest sposób chłodzenia silników, zastosowany na tym samolocie. Powietrze chłodzące wchodzi do specjalnych otworów w krawędzi natarcia skrzydła, (po dwa na każdy silnik), następnie zaś, prowadzone odpowiednio przepływa przez przesłony ciśnieniowe (pressure bafles) dookoła cylindrów i wychodzi przez otwór w dolnej części gondoli silnikowej. Otwór ten jest zakryty pokrywą sterowaną, tak, że można w ten sposób regulować w znacznych granicach przepływ powietrza chłodzącego. Ten system chłodzenia okazał się, według twierdzenia fabryki, bardzo skuteczny, szczególnie przy próbie silnika na ziemi i przy wznoszeniu gdzie najłatwiej o przekroczenie dozwolonych temperatur silnika. Inną cechą charakterystyczną „Albatrosa" jest to, że jest on wykonany z drzewa, mimo wielkich wymiarów (rozpiętość 32 m, długość 21,8 m, wysokość 5,95 m). Skrzydło jednodźwigarowe pokryte jest sklejką w sposób podobny, jak skrzydło Comet'a, którego wpływ na konstrukcję Albatrosa jest widoczny. Kadłub powłokowy; w jego budowie zastosowano nowy materiał konstrukcyjny — płyty z warstw drzewa balza i sklejki.

W budowie znajduje się już wersja pasażerska „Albatrosa". Pierwsze maszyny tego typu przeznaczone są do komunikacji doświadczalnej nad Półn. Atlantykiem.



Rys. 6. Samolot szkolny przejściowy De Havilland „Don".

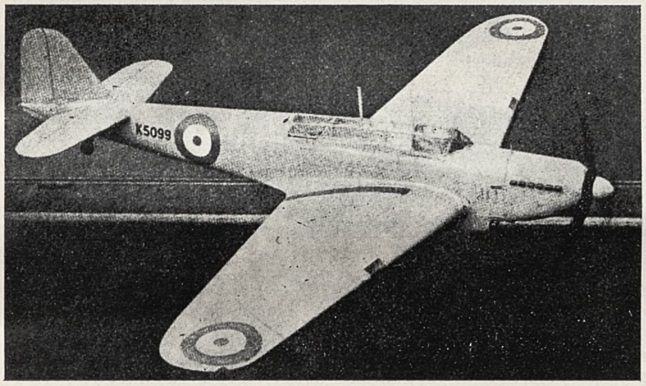
„Don" (rys. 6) jest samolotem szkolnym przejściowym, przeznaczonym do szkolenia i treningu personelu wojskowego w pilotażu, strzelaniu, nawigacji it.p. Jest to dolnopłat wolnonośny, z klapami, z podwoziem chowanym, podwójnym sterowaniem obok siebie, zaopatrzony w silnik Gipsy Twelve i śmigło nastawne w locie de Havilland'a. Chłodzenie silnika rozwiązane w ten sposób, jak w Albatrosie. Samolot ten budowany jest w serii dla lotnictwa angielskiego.

Szybkość maksymalna tego samolotu wynosi 357 km. na godz. na wysokości 2400 m.

Poza tym de Havilland wystawiał znane już typy samolotów komunikacyjnych (D. H. 86 B, Dragon-Rapide, Dragonfly) i turystycznych (Hornet Moth, Tiger Moth).

The Fairey Aviation Company, Ltd., wystawiła samoloty P. 4/34, „Swordfish" i „Tipsy", natomiast samolot „Battle" nie został pokazany wobec zakazu Ministerstwa Lotnictwa.

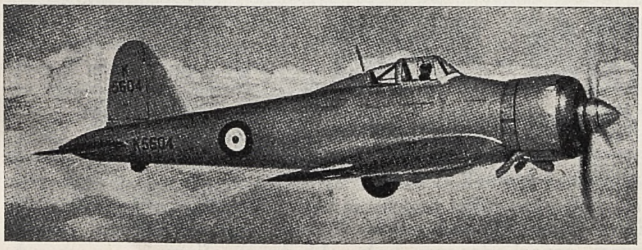
Pokazany ubiegłego roku średni samolot bombardujący „Battle" budowany jest obecnie w dużej serii dla lotnictwa angielskiego. Jest to dolnopłat całkowicie metalowy, jedynie stery i lotki są kryte płótnem. Podwozie chowane, klapy, automatyczny pilot. Załoga składa się z dwóch osób; kabina oszklona, zamknięta, może być otwarta częściowo lub całkowicie, zależnie od potrzeby. Bomby są zawarte w specjalnych komorach, tak, że nie obniżają one osiągów samolotu. Osiągi samolotu, z silnikiem Rolls-Royce „Merlin" 1050 K.M. i śmigłem nastawnym w locie, są następujące: szybkość maksymalna 413 km/godz. na wysokości 4570 m. Ciężar całkowity 4892 kg., zasięg 1610 km. Zasięg ten może być powiekszony przez przeciążenie maszyny. Pułap praktyczny 7930 m.



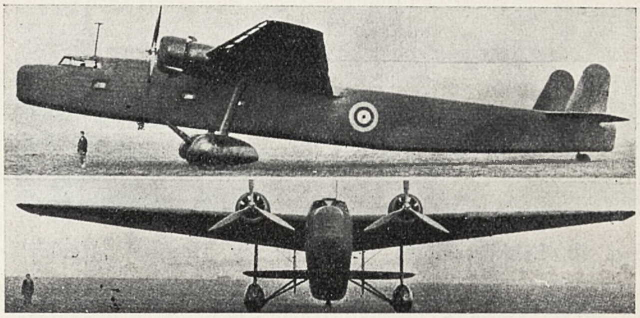
Rys. 7. Lekki samolot bombardujący Fairey P. 4/34.

Samolot P. 4/34 (rys. 7) jest samolotem pochodzącym w prostej linii od „Battle", ale zbudowanym według specyfikacji zupełnie różnej. Wobec tego, że ciężar ładunku jest tu znacznie mniejszy, wymiary samolotu są mniejsze, ponieważ silnik pozostał ten sam (Rolls-Royce Merlin), więc szybkość prawdopodobnie jest znacznie większa. W konstrukcji tego samolotu użyto wyłącznie nitów wpuszczonych. Usterzenie wysokości położone jest przed usterzeniem kierunku, a pokrywa kabiny przechodzi gładko w kadłub, bez występów, jak w Battle. Załoga składa się z trzech osób. Osiągów tego samolotu nie podano.

The Gloster Aircraft Company, Ltd., wystawiła dwa samoloty myśliwskie: znany dwupłat „Gladiator" i nieposiadający dotąd nazwy typ F. 5/34.



Rys. 8. Samolot myśliwski Gloster F. 5/34.



Rys. 9. Ciężki samolot bombardujący Handley-Page „Harrow".

Samolot Gloster F. 5/34 (rys. 8) jest dolnopłatem całkowicie metalowym, z pokryciem pracującym; jedynie stery i lotki są kryte płótnem. Samolot zaopatrzony jest w silnik Bristol Mercury IX, ale możliwe jest zastąpienie tego silnika silnikiem suwakowym Perseus. Samolot posiada chowane hydraulicznie podwozie, klapy, śmigło nastawne w locie i sterowane osłony silnika. Niezwykłe jest położenie usterzenia kierunku — znacznie bardziej do przodu, przed usterzeniem wysokości, niż to ma naogół miejsce. Zwraca również uwagę cylindryczna osłona karteru reduktora, a piasta śmigła także jest osłonięta.

Handley Page, Ltd., wystawił dwa samoloty bombardujące: Harrow i Hampden.

„Harrow" jest ciężkim samolotem bombardującym, którego ładunek bomb jest podobno większy od ładunku innych samolotów używanych w lotnictwie angielskim. Samolot ten w zeszłym roku nie był jeszcze wystawiony. Jest to (rys. 9) górnopłat, o skrzydle całkowicie metalowym. Kadłub jest metalowy kryty płótnem. Samolot ma sloty automatyczne na krawędzi natarcia i klapy na krawędzi spływu. Zastosowanie tych urządzeń, wraz z użyciem śmigła nastawnego w locie, zapewnia samolotowi dobry start oraz dużą rozpiętość szybkości, co wystąpiło wyraźnie w czasie lotu pokazowego. Wobec tego, że w układzie górnopłata (układ ten przyjęto dla zapewnienia możności łatwego naładowania i rozładowania, oraz dla otrzymania możliwie dużo miejsca na wyposażenie wojskowe) trudno jest o zadawalające rozwiązanie chowanego podwozia, zdecydowano się na podwozie stałe, starannie oprofilowane. Osiągi z silnikami Pegasus X są następujące:

Szybkość maksym. 306 km/godz. na wysokości 3050 m.
Zasięg z normalnym ładunkiem bomb 2000 km.
Zasięg największy 3025 km.
Ciężar całkowity 10.600 kg.

Z silnikami Pegasus XX przewidywane są następujące osiągi (przy tym samym ciężarze):

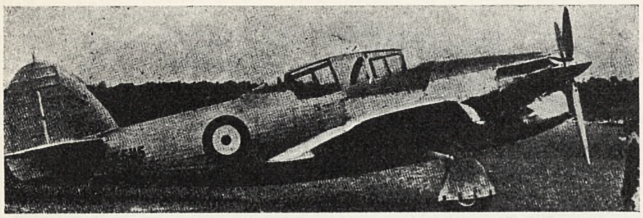
Szybkość maksymalna 322 km/godz.
Szybkość podróżna 262 km/godz.
Zasięg największy 2960 km.

Aby umożliwić szybką produkcję, opracowano specjalny system. Polega on ogólnie biorąc, na tym, że konstrukcja samolotu rozbita jest na zespoły stosunkowo bardzo drobne, które są wykonywane oddzielnie, z szerokim stosowaniem przyrządów, po czym dopiero następuje ich montaż. Zastąpiono więc małą liczbę skomplikowanych i trudnych operacyj dużą liczbą operacyj stosunkowo prostych.

Uzbrojenie obronne umieszczone jest w dwóch stanowiskach z wieżyczkami: w przodzie kadłuba i w jego końcu, między dwudzielnym sterem kierunkowym.

Samolot „Harrow" jest budowany w serii dla lotnictwa angielskiego.

„Hampden" (H. P. 53) jest średnim samolotem bombardującym, wyróżniającym się niezwykłym kształtem kadłuba. Kształt ten zapewnia dobrą obronność a wobec wąskości kadłuba możliwe jest również mniejsze rozstawienie osi silników, co jest korzystne dla lotu z jednym silnikiem. Samolot posiada podwozie i koło ogonowe chowane, sloty automatyczne dwudzielne na zewnętrznej części skrzydła, klapy i śmigła nastawne w locie. Podkreślić należy gładkie wykończenie powierzchni, częściowo osiągnięte przez stosowanie nitów wpuszczonych. Samolot wyposażony jest w dwa silniki Bristol Pegasus.



Rys. 10. Lekki samolot bombardujący Hawker „Henley".

Prototyp tego samolotu wystawiony był już w roku ubiegłym, jako H. P. 52. Obecnie w budowie jest seria tych samolotów.

Hawker Aircraft, Ltd,. wystawił dwa samoloty: Henley i Hurricane.

„Hurricane" jest samolotem myśliwskim, jednomiejscowym, z silnikiem Rolls-Royce Merlin. Był on już wystawiony w ubiegłym roku, jednak bez nazwy. Jest to dolnopłat wolnonośny; kadłub i skrzydło metalowe, kryte płótnem; podwozie i kółko ogonowe chowane; klapy dla ułatwienia startu i lądowania. Był to jedyny szybki samolot posiadający śmigło drewniane o skoku stałym i to w dodatku dwuramienne. Osiągi tego samolotu nie są podane, wiadomo jedynie, że jego szybkość maksymalna przekracza 480 km/godz. Samolot jest budowany w serii.

„Henley" (rys. 10) jest lekkim samolotem bombardującym, z silnikiem Rolls-Royce Merlin i śmigłem nastawnym w locie, tej samej klasy, co Fairey P. 4/34. Konstrukcja metalowa, pokrycie — płótno. Podwozie chowane; klapy. Samolot jest średniopłatem; cały ładunek bomb chowa się do kadłuba. Załoga składa się z dwóch ludzi, umieszczonych w zamkniętej kabinie. Obecnie buduje się seria samolotów tego typu.

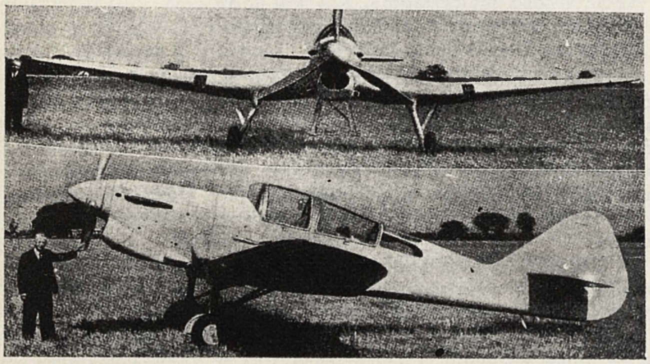
The Heston Aircfart Company, Ltd., wystawiła znany lekki samolot pasażerski „Phoenix" z silnikiem Gipsy Six Series II i śmigłem nastawnym w locie. Szybkość maksymalna tego samolotu wynosi 240 km/godz.

Percival Aircraft, Ltd., wystawił znane samoloty Vega Gull, Gull-Six i Mew Gull, wszystkie z silnikiem Gipsy Six 200 K. M. Na uwagę zasługuje wielka szybkość jednomiejscowego samolotu Mew Gull, wynosząca 370 km/godz.

Phillips & Powis Aircraft, Ltd., wystawił trzy samoloty:

Miles-Magister, z silnikiem Gipsy Major 130 K. M. Jest to dolnopłat przeznaczony do nauki pilotażu, przyjęty przez Ministerstwo Lotnictwa. Oba siedzenia jedno za drugim.

Miles-Whitney Straight, z silnikiem Gipsy Major, lekki samolot turystyczny, z kabiną, dwa siedzenia obok siebie. Pokazowy lot wykazał nadzwyczajną zwrotność i sterowność tego samolotu.



Rys. 11. Samolot przejściowy Miles - Rolls - Royce.

Miles-R. R. z silnikiem Rolls-Royce Kestrel XVI. Dwumiejscowy ten samolot (rys. 11) przeznaczony jest do treningu personelu wojskowego. Jest to dolnopłat wolnonośny, z charakterystycznym załamaniem skrzydła, kabiną zamkniętą, klapami, chowanym podwoziem i śmigłem nastawnym w locie. Z pełnym wyposażeniem wojskowym i ćwiczebnym, szybkość samolotu wynosi 465 km/godz. na wysokości ok. 4000 m.

A. V. Roe & Company, Ltd., wystawili dobrze znany samolot rozpoznania ogólnego „Anson" z dwoma silnikami Siddeley Cheetah IX 350 K.M., przeznaczony również do zadań lekkiego bombardowania. Jest to dolnopłat wolnonośny, ze skrzydłem drewnianym krytym sklejką bakielitową i kadłubem spawanym z rur stalowych. Załoga składa się z trzech osób: pilot, nawigator-bombardier, radiooperator-strzelec. Wieżyczka k. m., obrotowa, umieszczona jest za skrzydłem. Uzbrojenie przednie stanowi stały k.m. Vickers'a obsługiwany przez pilota. Bomby mieszczą się wewnątrz konstrukcji samolotu.

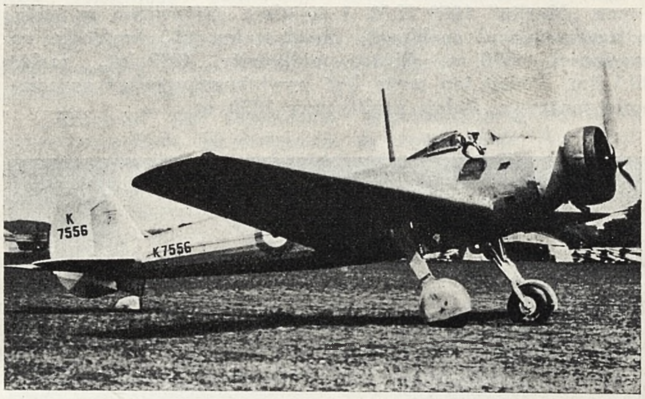
Szybkość maksymalna wynosi 306 km/g. na wysokości 2130 m.

Short Brothers, Ltd., wystawili znany samolot pasażerski „Scion-Senior", z czterema silnikami Pobjoy Niagara 95 K.M., o szybkości maksymalnej 230 km/godz Przyleciał również i wykonał szereg ewolucyj nad lotniskiem jeden z wielkich wodnopłatowców klasy „Empire boat", produkowanych, jak wiadomo, dla Imperial Airways.

The Supermarine Aviation Works, Ltd., wystawiły amfibię „Walrus", przeznaczoną do rozpoznania morskiego.

Vickers (Aviation), Ltd., wystawił dwa samoloty: Wellesley i Venom.

„Wellesley" (silnik Bristol Pegasus) jest średnim samolotem bombardującym, samolotem ogólnego przeznaczenia i samolotem torpedowym (rys. 12). Jest to pierwszy samolot zbudowany według systemu „geodetycznego" Willis'a, w produkcji seryjnej. „Wellesley" jest dolnopłatem o niezwykle wielkim wydłużeniu, konstrukcji metalowej, krytej płótnem, z chowanym podwoziem, klapami i śmigłem nastawnym w locie. Załoga składa się z dwóch osób — pilot i strzelec — umieszczonych w kabinach zamkniętych. Bomby zabierane są w specjalnych komorach o kształcie opływowym, doczepionych pod skrzydłem.



Rys. 12. Samolot Vickers „Wellesley".

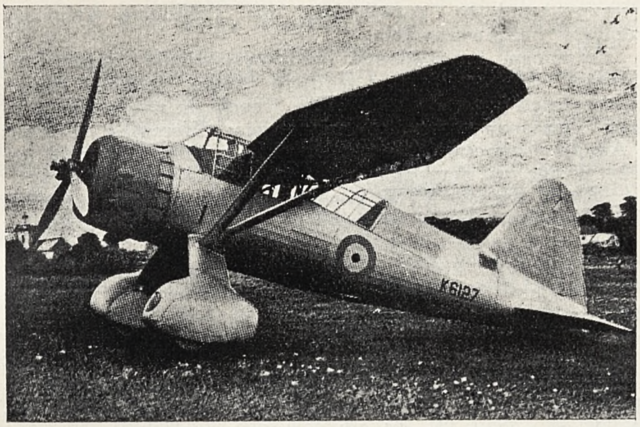
Osiągi oficjalne tego samolotu przedstawiają się następująco:

Szybkość maksymalna 326 km/godz. na wysokości 2440 m. Zasięg normalny z pełnym obciążeniem 1915 km. Ostatnie próby fabryczne z tym samolotem, zaopatrzonym w silnik Pegasus XVII z dwustopniową sprężarką, dały szybkość maksymalną 367 km/godz. na wysokości 5180 m. Ciężar samolotu próżnego wynosi 2830 kg, ciężar całkowity samolotu przeciążonego wynosi 5675 kg., tak, że przy przeciążeniu ciężar ładunku równa się 2845 kg., czyli więcej od ciężaru samolotu próżnego.

„Venom" jest jednomiejscowym samolotem myśliwskim, zaopatrzonym w silnik Bristol Aquila, suwakowy. Samolot ten był już wystawiony w roku ubiegłym. Podkreślić należy wielką zwrotność tego samolotu, wykazaną w czasie lotu pokazowego, oraz cichą prace silnika suwakowego.

Westland Aircraft, Ltd., wystawiły samolot do współpracy z broniami „Lysander", z silnikiem Bristol Mercury XII (rys. 13). Jest to samolot dwumiejscowy, górnopłat z zastrzałami, wyposażony w sloty automatyczne i klapy, co mu zapewnia dużą rozpiętość szybkości i sterowność na dużych kątach natarcia. Ze względu na układ górnopłata, wybrany jako zapewniający najlepszą widoczność do dołu, podwozie jest stałe. Kabina jest ogrzewana powietrzem przechodzącym koło chłodnicy oliwy.

C. W. Aircraft, Ltd., wystawiły samolot turystyczny całkowicie metalowy, dwa siedzenia obok siebie, o szyb-



Rys. 13. Samolot Westland „Lysander".

kości maksymalnej 201 km/godz., z silnikiem Blackburn Cirrus Minor 90 K.M.

Aeronautical Corporation of Great Britain, Ltd., wystawiła dobrze znany samolot turystyczny „Aeronca", z silnikiem Aeronca J. A. P. 38 K.M., dwusiedzeniowy. Samolot ten wykazał dużą zwrotność w czasie lotu pokazowego.

A. R. III Construction, demonstrowała żyroplan Hafner'a A. R. III Marle II, jednomiejscowy, z silnikiem Pobjoy Niagara 84 K.M., w którym sterowanie odbywa się przez zmianę kąta natarcia łopatek rotoru. Żyroplan. pokazał pionowe starty i lądowania, oraz zdumiewającą zwrotność w locie.

Na tym kończę opis samolotów biorących udział w Flying Display. Sprawozdanie z bardzo ciekawej wystawy „statycznej", nawet pobieżne, zajęłoby zbyt dużo miejsca, ograniczę się więc tylko do paru uwag dotyczących śmigieł. Stwierdzić należy duże zainteresowanie sprawą ochrony i wzmocnienie śmigieł drewnianych (firmy The Airscrew Company, Ltd., oraz Jablo Propellers, Ltd.), oraz sprawę konstrukcji śmigieł nastawnych. Oprócz de Havilland'a, śmigła nastawne w locie wystawiały jeszcze The Fairey Aviation Company i nowoutworzona przez firmy Bristol i Rolls-Royce wytwórnia śmigieł nastawnych w locie Rotol Airscrews, Ltd. Ta ostatnia zaczyna wyrabiać w serii śmigła o stałej ilości obrotów, typu Hele-Shaw-Beacham, z łopatkami elektronowymi. Jedno z takich śmigieł zamontowane było nawet na samolocie Hawker Hart z silnikiem Mercury VIII, a wykonany lot pokazowy był wymownym dowodem, jak znacznie śmigło o stałej ilości obrotów może polepszyć start i wznoszenie.

Ogólnie biorąc, należy stwierdzić, że angielscy konstruktorzy w zupełności przyswoili sobie ostatnie zdobycze techniki lotniczej i stosują je w całej pełni. Śmigła nastawne w locie, chowane podwozie, sterowane osłony silnika, nowe sposoby uzyskania dostatecznego chłodzenia silnika przy minimum oporów, zwiększenie gładkości powierzchni — wszystko to zyskało sobie w angielskiej technice lotniczej prawo obywatelstwa i jest stosowane powszechnie, nieomal z reguły. Rezultaty tego są tak widoczne, że aż bijące w oczy. Postęp w angielskich konstrukcjach lotniczych w ciągu ostatnich dwóch lat jest ogromny. Lotnictwo angielskie zajmuje dziś niewątpliwie przodujące stanowisko w świecie, a olbrzymia jego ekspansja stwarza sprzyjające warunki dalszego rozwoju. Konieczne jest dla nas utrzymanie kontaktu z angielską techniką lotniczą, a Flying Display jest jedną z najlepszych ku temu okazji.

SILNIKI LOTNICZE NA WYSTAWIE S.B.A.C.

Inż. JULIAN JACUŃSKI

W tegorocznej wystawie, zorganizowanej w dniach 28 i 29 czerwca przez Society of British Aircraft Constructors w ramach pokazu lotniczego w Hatfield, wzięło udział 9 wytwórni silnikowych angielskich, które wystawiły z małymi wyjątkami wszystkie najnowsze typy budowanych przez siebie silników lotniczych.

Wyjątki te spowodowane były najwidoczniej zakazem wydanym przez Air Ministry wystawiania niektórych silników oraz publikowania niektórych danych dotyczących tych silników. Nie był zatem wystawiony najnowszy dwunastocylindrowy silnik wytwórni de Havilland'a „Gipsy Twelve" wzgl. „Gipsy King", nie zostały również ujawnione niektóre dane techniczne, dotyczące pewnych silników Bristol'a, Armstrong-Siddeley'a i innych.

Charakterystyki wystawionych silników podane są w załączonej tablicy.

W dziedzinie silników chłodzonych powietrzem, jeśli mowa o silnikach wielkiej mocy, pierwsze miejsce wśród wytwórni angielskich zajmuje tak jak i w latach ubiegłych firma „Bristol". Wytwórnia ta znajduje się jeszcze ciągle w stanie nieprawdopodobnie szybkiego rozwoju, powiększając swą produkcję w związku z programem dozbrojenia lotnictwa angielskiego.

Po zakończeniu długoletnich prac badawczych i doświadczalnych nad silnikami bezzaworowymi, sprawa budowy tych silników została przez f-mę „Bristol" ostatecznie opanowana i obecnie, równolegle z budową dużych serii silników „Mercury" i „Pegasus" rozpoczęto budowę seryjną silników bezzaworowych.

Najważniejszymi zaletami silników bezzaworowych są:

1. bardzo niskie zużycie paliwa,
2. uproszczona obsługa dzięki przede wszystkim odpadnięciu obsługi zaworów i ich rozrządu,
3. zmniejszenie ilości przeglądów silnika,
4. prostota budowy, mała ilość części, taniość produkcji,
5. mniejsze niż przy silnikach zaworowych trudności, wynikające z używania czteroetylku ołowiu,
6. duże możliwości rozwojowe wobec braku trudności podwyższania obrotów, cechujących silniki zaworowe,
7. możność stosowania paliw o niższej liczbie oktanowej.

Zalety powyższe otwierają przed silnikami bezzaworowymi wielką przyszłość. Możliwe wydaje się nawet całkowite opanowanie dziedziny chłodzonych powietrzem silników wielkiej mocy przez te silniki. W tym kierunku, jak widać, idą tendencje rozwojowe f-my „Bristol", która za-

mierza stopniowo przechodzić na produkcję wyłącznie silników bezzaworowych.

Wyrazem tej tendencji było wystawienie przez f-mę „Bristol" na wystawie w Hatfield tylko jednego silnika zaworowego typu Pegasus XVIII, trzech aż natomiast silników bezzaworowych, a mianowicie: Hercules, Perseus i Aquila. Uzupełniając dane zawarte w tabeli, zwrócić należy uwagę na następujące cechy powyższych silników.

Silnik Pegasus XVIII posiada dwustopniową sprężarkę, dzięki czemu rozwija on zarówno dużą moc startową jak i dużą moc na wysokości.

Trudności, które początkowo musiała przezwyciężać f-ma „Bristol" z powodu nieprawidłowości w działaniu dwustopniowej sprężarki, zostały z czasem usunięte, i silnik ten odbył próbę zdatności z wynikiem dodatnim.

Bliższe szczegóły konstrukcyjne, dotyczące powyższej sprężarki, nie zostały dotychczas ujawnione, wiadomo jedynie, iż zmiana stopnia doładowania wstępnego odbywa się drogą zmiany przekładni napędu sprężarki przy pomocy mechanizmu hydraulicznego.

Silnik pracuje przy startowym ciśnieniu ładowania + 350 gr./cm², ciśnienie ładowania zaś podczas wznoszenia się wynosi + 175 gr./cm².

W porównaniu z dawniejszymi typami silników Pegasus została zwiększona o 40% powierzchnia żeberek głowic oraz zwiększona średnica trzpieni zaworowych.

Silnik jest wyposażony w gaźnik Claudel-Hobson (typu master-control) z automatyczną regulacją mieszanki i nastawianym automatem ciśnienia ładowania, utrzymującym różne ciśnienia ładowania: do startu, podczas lotu na normalnej mieszance i podczas lotu na mieszance zubożonej.

Instalacja zapłonowa jest całkowicie ekranowana systemem Marconi'ego, iskrowniki BTH, świece KLG typ RV7/4 z elektrodami bocznymi platynowo-irydowymi.

Silnik jest przystosowany do śmigieł Hamiltona dwuskokowych, oraz o stałej ilości obrotów.

Rozrusznik ręczno-elektryczny Eclipse typ E 160.

Następny z wystawionych przez f-mę „Bristol" silników czternastocylindrowy, bezzaworowy Hercules odbył niedawno próbę zdatności z wynikiem pomyślnym. Zachęcona dotychczasowymi wynikami pracy tego silnika, f-ma „Bristol" pokłada w nim wielkie nadzieje na przyszłość, przede wszystkim w związku z przewidzianym wprowadzeniem paliwa o liczbie oktanowej 100.

Opublikowane dotychczas dane dotyczące tego silnika są skąpe i ograniczają się na ogół do zawartych w załączonej tablicy.

Jeśli chodzi o osprzęt, to silnik Hercules wyposażony jest w dolnossący gaźnik Claudel-Hobson, umieszczony na górnej części komory tylnej silnika i zaopatrzony w automat ciśnienia ładowania i automat regulacji składu mieszanki; instalacja zapłonowa jest całkowicie ekranowana, iskrowniki BTH.

Do silnika Hercules może być zastosowana skonstruowana przez f-mę „Bristol" centralna skrzynka napędowa, posiadająca cztery końcówki do napędu akcesorii. Skrzynka ta może być zamocowana na ścianie ogniowej samolotu lub na łożu silnikowym i napędzana jest przy pomocy wałka przegubowego z odpowiedniej końcówki napędowej na silniku.

Silnik Hercules jest przystosowany do śmigieł Hamiltona o zmiennym skoku.

Silnik Perseus, który jest już wprowadzony do lotnictwa angielskiego jako normalne wyposażenie samolotów Hawker'a do bombardowania nurkowego, posiada gaźnik Claudel-Hobson typu master-control, a więc zaopatrzony w automat regulacji składu mieszanki oraz automat ciśnienia ładowania, nastawiany na ciśnienie ładowania startowe, do lotu na mieszance normalnej oraz do lotu na mieszance zubożonej. Instalacja zapłonowa jest całkowicie ekranowana.

Silnik jest przystosowany do śmigieł Hamiltona o zmiennym skoku.

Podobnie jak na silniku Hercules, może być na nim zastosowana centralna skrzynka napędowa akcesorii.

Najmniej danych zostało ujawnionych o silniku Aquila Ae-3 s, zabudowanym na jednomiejscowym samolocie myśliwskim Vickers'a Venom. Wiadomo jedynie, iż jest to silnik wysokościowy o dużej przekładni sprężarki i mocy około 550 KM.

Wystawiony w Hatfield silnik Aquila wyposażony był w gaźnik S. U.

Silniki lotnicze na wystawie zorganizowanej przez SBAC.

Wytwórnia	Nazwa silnika	Cylindry					Przekładnia reduktora	Liczba oktanowa	Osiągi								Ciężar kg	Długość lub Ø mm
									startowe		maksymalne			nominalne				
		Ilość	Układ	Ø × skok mm	pojem. skok l	stopień sprężania			moc KM	obr/min	moc KM	obr/min	wysok. m	moc KM	obr/min	wysok. m		
Aeronautical Corp.	Aeronca Jap	2	Poz. przeciwl.	108×101.6	1,86	5,4:1	—		40	2500	40	2500	p. m.	36	2400	p. m.	55	610[1]
Alvis Ltd.	Alcides	18	Podw. gwiazda	146×180	54,2	5,5:1	0,5[2]	87	1700	2250	1750			1650	22:0	1520	758	1403
„ „	Pelides	14	„ „	146×165	38,7	6,1:1	0,5[2]	87	1075	2400	1135			1000/1050	2400	1520	540	1320
Armstrong Siddeley	Tiger VIII	14	„ „	139,7×152.4	32,7	6,2:1			920	2375	782		4420					
„ „	Cheetah X	7	Gwiazda	133,3×139.7	13,6	6,3:1			373		351	2425	2320	340		2140		
„ „	Cheetah VA	7	„	133,3×139,7	13.6	5,2:1	—	77	297	2100	326	2400	p. m.	285	2100	p. m.	270	1210
Blackburn Aircraft Ltd.	Cirrus Minor	4	Szereg. odwr.	95×127	3,6	5,8:1	—	70	85	2600	85	2600	p. m.	75	2300	p. m.	88,5	914
Bristol Aeroplane Co.	Hercules	14	Podw. gwiazda	146×165	38.7		0,5[3]		1290	2650	1375	2750	1220	1150	2400	1520		
„ „	Perseus	9	Gwiazda	146×165	24,9		0.5[4]	87	815	2650	890	2750	2130	745	2400	1980		
„ „	Aquila	9	„	127×137	15,6													1170
„ „	Pegasus XVIII	9	„	146×190	28,7		0,5	87	980	2475	940/900	2600	1980/5420	855/800	2250	1520/4730	505	1405
De Havilland	Gipsy Maj. II	4	Szereg. odwr.	118×140	6,1	6:1	—	77	140	2400	140	2400	p. m.	125	2100	p. m.	140	
„ „	Gipsy Six II	6	„ „	118×140	9,2	6:1	—	77	205	2400	205	2400	p. m.	185	2100	p. m.	220	
D. Napier & Son Ltd.	Dagger E.108	24	Szeregowy H	96,8×95,2	16.8													
Pobjoy Airmotors	Niagara V	7	Gwiazda		3,13	8:1	0,447				130	4400	1340	100	3700		79,5	
Rolls Royce Ltd.	Merlin	12	Szeregowy V	137,2×152,4	27	6:1			1050		1050			900		3660	595	
„ „	Kestrel XVI	12	„ „	127×139,7	21,2	6:1					745	3000	4420	690	2600	3350		

[1]) Szerokość 875 mm [2]) Alternatywnie 13 : 19 lub 1 : 1 [3]) alternatywnie 0,4 lub 0,44 [4]) alternatywnie 0,572

Druga najpoważniejsza angielska wytwórnia silników lotniczych Rolls-Royce wystawiła dwa silniki znane już z Salonu Paryskiego, a mianowicie Merlin i Kestrel XVI.

Opublikowane dane, dotyczące silnika Merlin są bardzo skąpe. Podane są one w załączonej tablicy.

Silnik Kestrel XVI był już wielokrotnie opisywany w prasie fachowej, zaznaczę więc jedynie, iż zaszły nieznaczne korektury mocy w stosunku do danych opublikowanych rok temu. Poprawki te uwzględnione są w tablicy.

Firma Armstrong Siddeley wystawiła 3 silniki: Tiger VIII, Cheetah X i Cheetah V A.

Silnik Tiger VIII jest ewolucją znanych silników typu Tiger i zaopatrzony jest w dwustopniową sprężarkę. Jest to pierwszy silnik z dwustopniową sprężarką, który przeszedł próby zdatności w Anglii (Pegasus XVIII odbył tę próbę nieco później).

Wskutek zakazu wydanego przez Air Ministry szczegóły konstrukcji sprężarki nie mogły być ujawnione. Uzyskane informacje sprowadzają się do tego, iż napęd sprężarki posiada zmienną przekładnię, sterowaną hydraulicznie przy pomocy kurka oleju.

Wystawiony przez firmę D. Napier & Son silnik Dagger E 108 jest dalszą ewolucją znanych silników o układzie cylindrów H.

Bliższych i pewnych danych o tym silniku nie można było uzyskać. Według jednej wersji ma on mieć moc około 840 KM., według zaś innych 1000 KM. Liczba pierwsza prawdopodobniejsza odpowiada 50 KM z litra.

Silniki Dagger III (typ poprzedzający Dagger'a E 108), są używane na samolotach Hawker Hector, lecz wprowadzenie ich na większą skalę do lotnictwa, wydaje się problematyczne ze względu na skomplikowaną konstrukcję i związane z tym trudności obsługi.

Aby skończyć z silnikami wielkiej mocy wystawionymi w Hatfield, należy omówić jeszcze wyrabiane przez f-mę Alvis silniki Alcides i Pelides.

Silnik Alcides jest w chwili obecnej największym silnikiem lotniczym chłodzonym powietrzem, jednak zarówno on jak i silnik Pelides przechodzą dopiero próby fabryczne, podlegają przeróbkom i udoskonaleniom i nie odbyły jeszcze prób zdatności.

Ważniejsze dane charakteryzujące te silniki są następujące: tuleje cylindrowe ze stali azotowanej, głowice lane, tłoki kute, zawory wylotowe chłodzone sodem, o powierzchni przylegania stellitowanej, reduktor typu Farman'a, gaźnik Zenith-Stromberg z automatem ciśnienia ładowania, umożliwiającym dodatkowe doładowanie i wzbogacenie mieszanki do startu ,oraz z urządzeniem zapobiegającym zamarzaniu gaźnika, instalacja zapłonowa całkowicie ekranowana, rozrusznik reczno-elektryczny Eclipse 24 V E 160 C, lub powietrzny wzgl. typu Viet. Silniki przystosowne są do śmigieł Hamiltona o zmiennym skoku.

Z silników średniej i małej mocy wystawione były przez f-mę De Havilland silniki Gipsy Major ser. II i Gipsy Six ser. II, różniące się od tych samych silników serii I zwiększonym z 5,25:1 do 6:1 stopniem sprężania, co spowodowało zwiększenie mocy o 5 KM, oraz przystosowaniem do śmigła o zmiennym skoku.

Firma Blackburn Aircraft wystawiła znany silnik Cirrus Minor, zaś firma Aeronautical Corporation of Great Britain dwucylindrowy silnik Aeronca Jap. Dane o tych silnikach zawarte są w tablicy.

Firma Pobjoy pokazała swój najnowszy silnik typu Niagara V, będący dalszym udoskonaleniem poprzednich typów silników tej samej nazwy. Silnik ten posiada bardzo wysoką moc jednostkową, dochodzącą do 41,5 KM z litra, oraz bardzo mały ciężar na jednostkę mocy, bo około 0,615 kg/KM.

Na zakończenie podam jeszcze kilka informacji o najnowszym silniku wytwórni De Havilland, który nie był wystawiony w Hatfield, lecz który miałem możność obejrzeć przelotnie i zebrać o nim nieco danych, nieujawnionych dotąd oficjalnie.

Jest to silnik Gipsy Twelve wzgl. Gipsy King, dwunastocylindrowy szeregowy o układzie cylindrów V odwrócone, wyposażony w sprężarkę i reduktor o przekładni czołowej z wałem śmigła, leżącym poniżej wału silnika, średnica cylindrów 118 mm, skok 140 mm. pojemność skokowa 18,4 l. Moc jego ma wynosić 500/550 KM do startu i 450 KM na wysokości 2120 m, ciśnienie ładowania startowe + 245 gr/cm². Silnik wyposażony jest w gaźnik S.U. i jest przystosowany do śmigła Hamiltona o zmiennym skoku.

Do silników tych zastosowano zupełnie nowy system chłodzenia, polegający na tym, iż silnik jest od przodu całkowicie zamknięty osłonami, posiadającymi bardzo piękne linie, zaś powietrze chłodzące jest pobierane dwoma otworami, umieszczonymi po obu stronach kadłuba wzgl. gondoli silnikowej na krawędziach natarcia skrzydeł w odległości około 1 metra od osi silnika. Specjalnymi kanałami powietrze to skierowane jest na tył silnika i następnie w kierunku ku przodowi silnika na poszczególne cylindry, przepływając pomiędzy nimi drogą od zewnątrz silnika do przestrzeni pomiędzy obydwoma szeregami cylindrów, a karterem, i stąd uchodzi do tyłu, odprowadzane na zewnątrz osłony silnikowej przez regulowaną klapę w dolnej części gondoli wzgl. kadłuba samolotu.

Według oświadczeń przedstawicieli wytwórni system ten okazał się lepszym od stosowanych dotychczas systemów chłodzenia z wlotem w przedniej części osłony silnika, przy czym opór czołowy nowego układu (osłon silnikowych oraz wlotów powietrza) ma być w sumie mniejszy, zaś chłodzenie bardziej intensywne i, co jest najważniejsze, dające się dowolnie regulować.

NOWY CZYNNIK KOMFORTU W KOMUNIKACJI LOTNICZEJ

Mimo stosunkowo krótkiego okresu czasu, spędzanego w powietrzu przez pasażerów i załogę nowoczesnych samolotów, wyposażenie wewnętrzne kabin i wygoda podróżujących ściągają na siebie uwagę konstruktorów w niemniejszym nieraz stopniu, aniżeli inne, niepomiernie z pozoru ważniejsze właściwości konstrukcyjne. Samolot, ten najnowocześniejszy i najszybszy środek komunikacyjny, powinien być jednocześnie najwygodniejszym. Wielka waga tej sprawy spotyka się oczywiście z należytym zrozumieniem również w naszym przemyśle lotniczym, znajdującym wartościowego i niezastąpionego sojusznika w specjalizujących się w tej dziedzinie przedsiębiorstwach przemysłu pomocniczego.

W związku z powyższym pragniemy z radością zanotować ukazanie się na naszym rynku niezwykle wartościowego materiału, przeznaczonego do wykładania siedzeń i oparć foteli. Materiałem tym jest „PIASTOPIL", materac z gumy gąbczastej, ukształtowanej pod postacią szeregu sześciennych komórek, połączonych u podstawy w jednej płaszczyźnie. Poszczególne komórki posiadają na swych górnych i bocznych ściankach otwory do przepływu powietrza. Każda komórka jest niezależna od sąsiednich, to też z chwilą przesunięcia ciała na poduszce czy oparciu powietrze przepływa z jednej komórki do drugiej, dzięki czemu uzyskujemy nadzwyczajną równomierność nacisku, sprężystość i gibkość, zapewniające niezastąpiony odpoczynek i komfort. Przy zastosowaniu „PIASTOPILU" używanie sprężyn, niezbędnej dotychczas części składowej wyściełanych siedzeń, staje się zbyteczne. Zapewniona w opisany sposób wentylacja wnętrza przyczynia się do tego, że „PIASTOPIL" nie stwarza uczucia gorąca w miejscach oparcia.

Zależnie od potrzeby „PIASTOPIL" może być stosowany w dwóch lub trzech warstwach płaszczyzn komórkowych, co pozwala na dalsze jeszcze zwiększenie miękkości i obniżenie wrażliwości na wszelkie wstrząsy. Zresztą wrażliwość ta jest minimalna nawet w warstwach pojedyńczych i jakiekolwiek odrzuty i inne reakcje na silne wstrząsy są nie do pomyślenia.

Poduszki-materace „PIASTOPIL" są nadzwyczaj higieniczne, nie zatrzymują kurzu ani mikrobów i w wypadku zanieczyszczenia dają się łatwo myć wodą z mydłem lub środkami dezynfekującymi, oczywiście po zdjęciu pokrowca. Poduszki te nie podlegają ze względu na swą budowę jakimkolwiek stałym odkształceniom i zachowują niezmienioną powierzchnię.

Te i inne zalety, których tu nie wymieniamy ze względu na brak miejsca, zapewnią niewątpliwie nowemu materiałowi wielkie rozpowszechnienie we wszystkich dziedzinach życia i techniki. Nie należy wątpić, że lotnictwo również pośpieszy wyzyskać nowy materiał, jakby idealnie stworzony do wyściełania fotelów w samolotach. Produkcję jego podjęły Zakłady Kauczukowe „PIASTÓW" S.A., Warszawa, Złota 35.

KRONIKA
ZWIĄZKU POLSKICH INŻYNIERÓW LOTNICZYCH

NADZWYCZAJNE WALNE ZGROMADZENIE

W dniu 25 czerwca 1937 r. odbyło się nadzwyczajne Walne Zgromadzenie członków Z. P. I. L. z następującym porządkiem dziennym:

1. Zagajenie. 2. Wybór Prezydium. 3. Odczytanie protokółu z ostatniego Walnego Zgromadzenia. 4. Zmiana § 8 Statutu w myśl złożonego wniosku. 5. Wolne wnioski.

Podstawą do zwołania Walnego Zgromadzenia było złożenie w Zarządzie Z. P. I. L. wniosku, opatrzonego podpisami 85 członków, zgłaszającego poprawkę do punktu b § 8 Statutu o następującym brzmieniu: „Żydzi i osoby pochodzenia żydowskiego nie mogą być przyjmowane do Z. P. I. L.".

Na zebraniu było obecnych 63 członków Z. P. I. L.

Po zagajeniu zebrania przez Wiceprezesa Zarządu kol. Dziewońskiego i wyborze prezydium Zgromadzenia z kol. Pirowskim jako przewodniczącym oraz po odczytaniu i przyjęciu protokółu z poprzedniego Zgromadzenia przystąpiono do dyskusji nad zgłoszonym wnioskiem.

Za wnioskiem głos zabrali kol. kol. Pietraszek, Adam Karpiński, Bylewski, Lisowski i Mioduszewski, uzasadniając szkodliwość elementu żydowskiego i stwierdzając konieczność wyeliminowania wpływów żydowskich ze wszystkich dziedzin życia w Polsce a więc i z lotnictwa, tak silnie związanego z obronnością kraju.

Polemizując z wywodami zwolenników złożonego wniosku, kol. kol. Grzędzielski, Jeziorski, Rumbowicz, Koślacz i Makowski odmówili sprawie żydowskiej przypisywanego jej przez wnioskodawców znaczenia, przy czym większość wymienionych mówców wyraziła przekonanie, że wniosek powinien ograniczać się wyłącznie do żydów, pozostawiając osobom pochodzenia żydowskiego dostęp do Związku.

Oddzielne głosowanie nad pierwszą częścią wniosku (t. zn. bez słów „i osoby pochodzenia żydowskiego") nie mogło się odbyć ze względów formalnych. Głosowanie nad wnioskiem w pełnym brzmieniu dało następujący wynik: za wnioskiem 46, przeciwko — 9, wstrzymujących się od głosowania — 8 kolegów, wobec czego wniosek, otrzymawszy potrzebną większość, przeszedł.

PRENUMERATA BIULETYNU N. O. I.

Rada Główna N. O. I. przystąpiła obecnie do wydawania Biuletynu N. O. I. w zwiększonym nakładzie. Koledzy, którzy pragną zaabonować Biuletyn, zechcą zakomunikować to Sekretariatowi Z. P. I. L. Cena abonamentu 3 zł. rocznie.

I POLSKI KONGRES INŻYNIERÓW

W dniach 12—16 września 1937 r. odbędzie się we Lwowie pod wysokim protektoratem Pana Prezydenta Rzeczypospolitej Prof. Ignacego Mościckiego i Pana Marszałka Generała Edwarda Śmigłego - Rydza Pierwszy Polski Kongres Inżynierów pod hasłem:

„Mobilizacja twórczej energii dla uniezależnienia gospodarczego Polski".

Celem Kongresu jest przegląd gospodarczych i technicznych możliwości naszego kraju i wskazanie drogi do podniesienia obronności Państwa, oraz stworzenia podstaw do szybszego rozwoju gospodarczego, a przez to zmniejszenia bezrobocia i powiększenia dobrobytu kraju.

W tym celu na podstawie planowo ujętych i odpowiednio ugrupowanych referatów przedstawimy uczestnikom Kongresu całokształt obecnego stanu tych dziedzin życia gospodarczego, w których czynni są inżynierowie, ze szczególnym podkreśleniem potrzeb i możliwości rozwojowych.

Szczególnym więc obowiązkiem wszystkich inżynierów polskich, tak zrzeszonych jak i niezrzeszonych, jako przedstawicieli polskiej myśli technicznej, jest wzięcie czynnego udziału w pracach Kongresu i wykorzystanie wyników jego prac na wszystkich odcinkach swych czynności zawodowych.

Jako miejsce Kongresu został obrany Lwów ze względu na przypadające podczas Kongresu uroczystości jubileuszowe 60-lecia Polskiego Towarzystwa Politechnicznego, najstarszej polskiej organizacji inżynierskiej. Również z okazji Kongresu organizują Targi Wschodnie w swych ramach specjalne Targi Techniczne.

Dla uczestników przygotowano podczas Kongresu szereg wycieczek i imprez towarzyskich, tanie kwatery, zapewniono daleko idące zniżki kolejowe, specjalne pociągi i t. p.

Koszt uczestnictwa wynosi 10.— zł., za co otrzymuje się po zgłoszeniu udziału program i skróty referatów, a po Kongresie Księgę Kongresową, zawierającą referaty z dyskusją i uchwałami.

Członkowie organizacyj zawodowych, należących do N. O. I. winni kierować zgłoszenia uczestnictwa w Kongresie do swoich Związków, inni zaś inżynierowie wprost do Komitetu pod adresem:

Komitet Organizacyjny Pierwszego Polskiego Kongresu Inżynierów, Warszawa, ul. Krucza 14. Tel. 7-17-77. PKO. 3380.

ZEBRANIA ODCZYTOWE

Gordon Bennet w roku 1937 w Brukseli wygłosił dnia 2 lipca 1937 r. inż. Franciszek Janik.

Na wstępie prelegent podkreślił znaczenie balonów wolnych, dających pierwszorzędne możliwości studiów meteorologicznych i stanowiących niezmiernie wartościową odmianę sportu. Loty balonem, przy których należy liczyć się meteorologią w przestrzeni i w czasie, przyczyniają się znacznie więcej do tak potrzebnego lotnictwu rozwoju wiedzy meteorologicznej, aniżeli lotnictwo silnikowe a nawet szybowcowe. O ile samoloty posiadają przede wszystkim znaczenie utylitarne, to lotnictwo balonowe ma za cel lot jako taki, dając niewyczerpany zapas wrażeń. Na znaczenie balonów wskazuje zainteresowanie, okazywane ostatnio tej dziedzinie przez Niemcy, gdzie obserwujemy niebywały rozwój wszerz sportu balonowego.

Przygotowanie polskiej ekipy do tegorocznych zawodów Gordon Bennetta było znacznie słabsze, niż roku ubiegłego. Zastosowano balony, użyte ubiegłego roku, których stan pozostawiał wiele do życzenia ze względu na trudne warunki lądowania i transportu po zeszłorocznych zawodach. Zawody nie były poprzedzone kursem teoretycznym ani dostatecznym treningiem; tak więc prelegent nie latał ze swoim współtowarzyszem, kpt. Hynkiem, od 1936 r.

Pobyt w Brukseli został poświęcony na zapoznanie się z miastem i na przyjęcia zakończone oficjalnym przyjęciem w Aeroklubie Belgijskim. Omawiając organizację zawodów, prelegent podkreśla jej niższość w porównaniu do polskiej.

Sytuacja meteorologiczna przed lotem była bardzo niewyraźna i wskazywała na morze Północne, Anglię i Francję jako prawdopodobną trasę lotu. Bezpośrednio przed wystartowaniem nastąpiła nagła zmiana warunków; przechodzący przez Brukselę front stwarzał niebezpieczeństwo dostania się na jego drugą stronę i polecenia na zachód. W następstwie nikt się nie przedostał na tę drugą stronę i wszyscy zawodnicy przyjęli kierunek, mniej lub więcej zbliżony do południowo - wschodniego. Załoga kpt. Hynek — inż. Janik wystartowała jako 10-ta o godzinie 18.10. Trasa lotu szła początkowo w kierunku SSE, SE i wreszcie ESE. Następnego dnia koło 12-ej nastąpił wypadek, który zdecydował o wyniku lotu, mianowicie balon dostał się na wysokości 5300 m w nimbo - cumulus i pod wpływem śniegu zaczął opadać, zmuszając do pozbycia się w bardzo krótkim okresie czasu 25 worków z piaskiem. Pozbawiony znacznej ilości balastu balon wzniósł się na wysokość 8500 m, gdzie leciał z szybkością około 100 km/godz. Zamieniając butlę z tlenem, koniecznym na tej wysokości, prelegent stracił na chwilę przytomność, co pociągnęło za sobą utratę znacznej ilości tlenu. Po opadnięciu istniała jeszcze możność ostatniego wzniesienia się dzięki posiadanym dwóm ostatnim workom piasku, jednak załoga uznała to za zbyt ryzykowne, gdyż zbyt mały zapas piasku i tlenu nie dawał z jednej strony szans przetrwania w powietrzu nocy, z drugiej zaś czynił wznoszenie się na znaczną wysokość niebezpieczne. Lądowanie nastąpiło w bliskości granicy polsko niemieckiej i nie obeszło się bez nieporozumień, spowodowanych niezorientowaniem się władz niemieckich w charakterze lotu. Po wyjaśnieniu sprawy i uzyskaniu świadectwa lądowania prelegent wrócił z kpt. Hynkiem do Warszawy.

NOWE WYDAWNICTWA

LOTNICZE PRZYRZĄDY POKŁADOWE przez dr. inż. Józefa Pawlikowskiego. Stron VIII + 317 formatu A 5, rysunków 212. Wydane nakładem Instytutu Technicznego Lotnictwa z zasiłku Zarządu Głównego LOPP. Warszawa 1936.

Książka ta, wchodząca w skład Biblioteki Podręczników Technicznych, wydanie której zapoczątkował Instytut Techniczny Lotnictwa, wypełnia dotkliwą lukę w naszym ubogim piśmiennictwie techniczno - lotniczym. Napisana przez dr. inż. J. Pawlikowskiego, kierownika Działu Przyrządów Pokładowych w Instytucie Technicznym Lotnictwa, jest ona pierwszą polską książką techniczną, poświęconą dziedzinie tak ważnej i rozległej, jaką się stały w lotnictwie przyrządy pokładowe. Autor zadanie swoje potraktował bardzo sumiennie, dając w siedmiu rozdziałach niejako encyklopedię przyrządów pokładowych i ich stanu do początku 1936 r.

Rozdział I podaje ogólne wiadomości o przyrządach pokładowych w lotnictwie wraz z ich podziałem; rozdz. II poświęcony jest przyrządom silnikowym, rozdz. III — przyrządom pilotażowo - nawigacyjnym, rozdz. IV — przyrządom pilotażowym, rozdz. V — przyrządom nawigacyjnym, rozdz. VI — przyrządom bezpieczeństwa, wreszcie rozdz. VII — przyrządom i urządzeniom specjalnym. Podany przez autora w rozdz. I podział przyrządów pokładowych należy uważać za logiczny i zupełnie uzasadniony, natomiast definicja ich, podana na str. 4, jest za obszerna, gdyż w myśl tej definicji do przyrządów pokładowych wypadałoby zaliczyć również przyrządy, które „związane są nie z użytecznością samolotu, lecz z jego budową i sprawdzeniem wytrzymałości jego konstrukcji", przeciwko czemu — i zupełnie słusznie — zastrzega się autor na str. 290.

Książka zawiera opisy bardzo znacznej ilości przyrządów i pod tym względem jest znacznie obszerniejsza od znanych dotąd analogicznych wydawnictw zagranicznych. Pożądane byłoby może nie ograniczać się do strony opisowej, lecz podawać również pogląd krytyczny na różne konstrukcje, w szerszym zakresie, niż to zostało zrobione. Konieczne jest również usunięcie w następnych wydaniach drobnych niedokładności w nazwach niektórych przyrządów względnie ich konstruktorów, które się wkradły do tekstu.

Z zadowoleniem zanotować wypada usunięcie nazwy „aerotermometr", niczym nie uzasadnionej. Pożądane jest używanie nazwy „manometr" bez dodatku „ciśnienie" (np. zamiast „manometr ciśnienia ładowania" powinno być „manometr ładowania" i t. d.). Nie sądzę również, aby konieczne było wprowadzenie terminu, „szybkość techniczna" na oznaczenie szybkości samolotu względem powietrza.

Pożądane byłoby inne ujęcie § 50, traktującego o układach przyrządów pokładowych, tak, aby wyraźniej podkreślona była potrzeba takich układów, oraz podany był podział na układ podstawowy i układ pomocniczy.

W § 69 pożądane byłoby podanie opisów przyśpieszeniografów DVL i Cambridge, jednych z najlepszych. Omyłkowo podana jest w opisie przyśpieszeniomierza Smith'a płytka fibrowa, zamiast nitki kwarcowej, wygiętej w łuk.

Wszystkie te drobne usterki nie umniejszają wartości książki, która stanowi cenny dorobek naszej technicznej literatury lotniczej. Powinna ona znaleźć się w ręku nie tylko inżyniera lub studenta lotniczego, ale i wszystkich lotników, dla których konieczna jest znajomość zasad pracy i konstrukcji przyrządów pokładowych, którymi się posługują w swej pracy codziennej.

W. Ch.

SKRZYDLATA LUDZKOŚĆ, tom II, przez Gustawa Andrzeja Mokrzyckiego, profesora Politechniki Warszawskiej. Stron 168 formatu A5 z atlasem, zawierającym 220 rysunków na 168 stronach. Wydawnictwo Książek Szkolnych we Lwowie, 1937 r. Cena zł. 4,50.

Dobrze jest, gdy popularyzacją wiedzy technicznej zajmują się ludzie najbardziej do tego powołani. Do nich niewątpliwie należy prof. Mokrzycki, łącząc znajomość rzeczy z talentem pisarskim i pedagogicznym. Na szczupłej przestrzeni potrafił zmieścić tyle, że czytelnika nie tylko wprowadza do rozległego gmachu wiedzy lotniczej, ale pokazuje mu wiele zajmujących szczegółów i uczy go cenić zdobycze techniki.

Książka jest przeznaczona w pierwszym rzędzie dla młodzieży szkół średnich. Mimo, że stanowi ona tom drugi szerzej zakrojonego dzieła, można ją czytać niezależnie od tomu pierwszego bez uszczerbku dla zrozumienia treści. W pierwszej części książki uczeń pilot zapisuje swe wrażenie z kursu lotniczego, co pozwala czytelnikowi wglądnąć w jego notatki z meteorologii i zaznajomić się z budową płatowca, silnika i ich głównych części składowych; pod koniec uczeń zostaje wylaszowany, i poznajemy przy tej sposobności elementy techniki pilotażu. Następna część, zatytułowana „wypuszczanie powietrza w powietrze", prowadzi nas do instytutu aerodynamicznego, gdzie inżynier objaśnia podstawy aerodynamiki i mechaniki lotu. Jest tu mowa o powstawaniu sił aerodynamicznych, o ich pomiarach, o roli płata, o pracy śmigła; dalsze wyjaśnienia omawiają równowagę i stateczność samolotu oraz działanie sterów. Ostatni rozdział poświęcony jest temu, co się dzieje „za kulisami kuchni inżyniera". Autor tłumaczy tu, jaką rolę w konstrukcji samolotu odgrywają zagadnienia wytrzymałości materiałów i statyki i objaśnia, na czym polegają próby statyczne i dynamiczne. W zakończeniu książki przybiera autor ton bardziej mentorski i filozofuje nieco. Ale można mu to wybaczyć, bo czyni to stylem żywym, nieraz dowcipnie i z przekonaniem. Inna rzecz, że młodzieży takie moralizowanie nie zawsze przypada do gustu.

Nie będziemy autorowi wytykać, że nie dał oryginalnych rysunków, bo te które umieścił w dołączonym do książki atlasie są tak celowo dobrane i obficie zaopatrzone w objaśnienia, że trudno więcej wymagać.

Najważniejsze jest to, że mamy rzecz, którą ze spokojnym sumieniem można dać do ręki każdemu, kto się lotnictwem interesuje, z pewnością, że obraz, jaki sobie wytworzy, nie będzie spaczoną odbitką rzeczywistości. Można by podyskutować nad tym lub owym szczegółem który wydaje się mniej trafnym; nie są to jednak rzeczy istotne. Książka prof. Mokrzyckiego ma tyle zalet (do których dodać można staranne wydanie i stosunkowo niską cenę), że życzyć jej należy jaknajtrwalszego powodzenia i jaknajszerszego rozpowszechnienia. Nie przesadzę, mówiąc, że dzięki niej można się spodziewać wzrostu zainteresowania lotnictwem, i to nie tylko wśród młodzieży, w dalszej zaś perspektywie — podniesienia kultury technicznej kraju.

E. K.

ENTWURF UND BERECHNUNG VON FLUGZEUGEN przez Gerharda Otto. Band I: Tragflügel. Freitragender Tiefdecker. 88 stron form. A 5, 78 rys. 3 tablice. Berlin 1937, C. I. E. Volckmann.

Autor omówionego już w Techn. Now. Lotn. (grudzień 1936 r.) podręcznika elementów konstrukcji lotniczych przystąpił do opracowania szeregu przykładów projektowania zespołów płatowca. Z pierwszego tomu serii widać, że chodzi tu głównie o dokładne objaśnienie założeń obliczeniowych, przyjętych w niemieckich przepisach budowy płatowców.

Rzecz wydaje się przeznaczona raczej dla szkół technicznych i ich absolwentów, niż dla inżynierów-konstruktorów. Najważniejsze wielkości projektu płata, to jest jego powierzchnia i wydłużenie, oraz obrys traktuje się jako dane z góry. „Projektowanie" ogranicza się do wyboru między dwoma profilami i do przeliczenia wielkości sił działajacych na dźwigary i żebra z uwzględnieniem ich rozkładu.

Zdaniem recenzenta obliczenie płata może być uważane za wzorowe i pełnowartościowe jedynie pod warunkiem, że oprócz materiałów, podanych w omawianej książce, zostaną w nim uwzględnione jeszcze następujące rozdziały:

1) Obliczenie rozkładu siły nośnej wzdłuż rozpiętości (o ile rozkład ten nie jest znany z pomiarów tunelowych

na modelu). Bez tego szczegółowe obliczenia rozkładu obciążeń wzdłuż cięciwy na każdym żeberku mają złudną tylko wartość (przeprowadzono je tu metodą zaleconą przez niemieckie przepisy — zapomocą trzech funkcji rozkładu obciążeń, dzięki którym można uwzględnić nawet wychylenie lotki lub klapy).

2) Przypadki obciążeń nie mogą dziś być przyjmowane dla współczynników zawsze tych samych niezależnie od charakterystyk aerodynamicznych płata. W Polsce od kilku lat stosujemy linie wpływowe, oparte na „krzywej wyrwania". Ostatnie uzupełnienia do niemieckich przepisów („Deckblätter" z sierpnia 1936 r.) również przeszły do wyszukiwania maksymalnego obciążenia w całym „obszarze obciążenia" (Belastungsbereich) zamiast przyjmowania, jak dotychczas, „Belastungsfälle".

3) Konieczne jest sprawdzenie sztywności skrzydła na skręcenie i możliwości niestateczności skrętnej. Obliczenie momentów skręcających na podstawie współczynników momentu skrzydła nieodkształconego może doprowadzić do wyników zupełnie błędnych.

4) Przy obliczaniu skrzydła kesonowego na skręcenie konieczna jest znajomość skręcenia, w przeciwnym bowiem razie nie jesteśmy w stanie obliczyć momentu skręcającego.

5) W obliczeniach t. zw. belek Wagnerowskich (z polami przekątnych rozciąganych) należałoby uwzględnić najnowsze wyniki doświadczalne, uzupełniające teorię Wagnera (por. Atkin, Tension Diagonal Fields, Aircraft Engineering January 1937).

Takie bardziej odpowiadające dzisiejszemu stanowi wiedzy obliczenie płata wykraczałoby oczywiście z ram elementarnej książki, z jaką mamy tu do czynienia. Autor powinien był jednak zaznaczyć, że nietylko nie wyczerpał ale nawet nie poruszył całego szeregu zagadnień, ściśle związanych z obliczeniem skrzydła.

E. K.

FLUGZEUG - INSTRUMENTE przez Dipl. - Ing Kurta Rehdera. Zeszyt 20 zbioru Flugzeugbau und Luftfahrt. Wydanie 3-e. 98 str. form. A5 z 95 rysunkami. Berlin 1937. C. I. E. Volckmann.

Niezwykle szybki rozwój całego lotnictwa nie mógł pozostawić na stronie przyrządów pokładowych. Nic też dziwnego, że nowe wydanie książki p. Rehder'a, poświęcone tej ostatniej dziedzinie, różni się bardzo znacznie od swych pierwszych wydań. Mamy tu cały szereg uzupełnień, przeróbek oraz wiele nowości technicznych, aktualizujących tę ciekawą i pożyteczną pracę.

Autor, podobnie jak i w pierwszych wydaniach, zrezygnował z podania całokształtu dziedziny przyrządów pokładowych i zatrzymał się tylko na rzeczach najważniejszych, uwzględniając w pierwszej mierze rodzimą niemiecką wytwórczość. Z tego względu książka p. Rehder'a jest podwójnie interesująca dla polskiego czytelnika, gdyż nie tylko daje wiele nowych opisów przyrządów, ale jednocześnie informuje o rozwoju tej gałęzi techniki w Niemczech, dając tym samym obraz stanu niemieckiego lotnictwa.

Na wstępie książki po ogólnych uwagach o przyrządach podane są przykłady dobrze rozwiązanych tablic przyrządowych.

Z nowości z dziedziny przyrządów silnikowych podany jest z licznymi rysunkami elektryczny obrotomierz odległościowy na prąd zmienny f. Deuta - Morel (ostatnio zhomologowany w lotnictwie polskim), przekaźnik ciśnieniowy typu Maximall z jedną przeponą membranową oraz odległościowe manometry oleju i paliwa, zbudowane na zasadzie zmian strumienia magnetycznego, zależnych od ruchów membrany manometrycznej. Zmiany strumienia magnetycznego powodują powstawanie prądów we wtórnej różnicowej cewce, w której obwodzie znajduje się miernik elektryczny wyskalowany w jednostkach ciśnienia. Cewka pierwotna układu zasilana jest na stałe prądem zmiennym o częstotliwości 300 okr./sek. Powstanie takich przyrządów związane jest oczywiście z rozwojem lotnictwa wielosilnikowego, gdzie stosowanie manometrów zwykłych z przewodami staje się zupełnie niemożliwe.

W dziale przyrządów pilotażowo-nawigacyjnych znajdujemy cały szereg rysunków wysokościomierzy dźwiękowych (Echolot, Echoskop), skąd można również wyciągnąć wniosek, że przyrządy tego rodzaju coraz bardziej interesują lotnictwo niemieckie. W dalszym ciągu pokazany jest wariometr-statoskop f. Askania (niedawno badany z dodatnimi wynikami w Instytucie Techniczym Lotnictwa) oraz sztuczny horyzont typu Sperry, który obecnie na zasadzie licencji wykonuje niemiecka firma Askania.

Książkę zakańcza opis urządzeń samoczynnych. Autor zaznacza, iż w obecnej chwili w Niemczech wprowadzone jest tylko samoczynne utrzymywanie kierunku samolotu t.j. samoczynne sterowanie ruchów dookoła osi pionowej; sterowanie ruchów dookoła dwóch pozostałych osi jest jeszcze w stadium rozwoju i nie ma szerszego praktycznego znaczenia. W związku z tym w książce p. Rehder'a podane są tylko sposoby samoczynnego utrzymywania kursu samolotu, posiadające duże znaczenie jako czynnik ułatwiający loty odległościowe.

Zasadniczym organem służącym do nadawania kierunku w urządzeniach niemieckich jest żyroskopowy wskaźnik kursu (Directional Giro) Sperry-Askania, podobnie jak w automatycznym pilocie Sperry. Nowością jest tu tylko wprowadzenie stałych poprawek do wskaźnika kursu przez busolę odległościową za pośrednictwem elektro - pneumatycznego przekaźnika, poza tym, również w odróżnieniu od pilota Sperry, równolegle z żyroskopowym wskaźnikiem kursu pracuje skrętomierz.

Niezależnie od tego na samolocie znajduje się wahadło, które zaczyna działać, gdy samolot zwisa na którą bądź kolwiek stronę. Gdy pilot siedzi poza płaszczyzną symetrii samolotu, bardzo często mimo swej woli w celu zwiększenia pola swego widzenia prowadzi on samolot z pewnym zwisem. Powoduje to stałe odchylenie samolotu od wybranego kursu, gdyż prąd powietrza, powstający na skutek posuwania się samolotu przestaje być w stosunku do tego samolotu symetryczny. Wahadło ma na celu przeciwdziałać temu zjawisku, dając stałą poprawkę na ster kierunkowy w zależności od stopnia zwisu samolotu.

Poza sterowaniem przy pomocy przekaźników pneumatycznych, używanych w wyżej opisanych urządzeniach, w lotnictwie niemieckim stosują się jeszcze przekaźniki elektrohydrauliczne. Mamy tu do czynienia z elementem samoczynnego pilota Siemensa, związanym ze sterem kierunkowym. Organem służącym do utrzymywania kierunku (mózgiem mechanizmu) jest tu jak wiadomo busola odległościowa.

Reasumując ogólne wrażenie o pracy p. Rehdera, należy jeszcze zaznaczyć, że trzecie jej wydanie jest znacznie staranniejsze od dwóch pierwszych. Zwraca uwagę dobre wykonanie rysunków. Wszystkie one, a zwłaszcza te, które odnoszą się do przekrojów, są bardzo czytelne i przejrzyste. Należy więc przypuszczać, że dzięki swym zaletom oraz dzięki tak olbrzymiej rozbudowie niemieckiego lotnictwa a w szczególności niemieckiego lotnictwa wojskowego („der deutschen Luftwaffe") trzecie wydanie książki p. Rehdera rozejdzie się również prędko, jak i dwa pierwsze.

J. P.

PRZEDPŁATA w kraju (z przesyłką): kwartalnie zł. 4.50, półrocznie zł. 9.00, rocznie zł. 18,00. Zagranicą z przesyłką zł. 24.00 rocznie. Cena pojedyńczego numeru zł. 1.50. Wpłaty należy dokonywać na konto P. K. O. Nr. 28.358 lub pocztowymi przekazami rozrachunkowymi (rozrachunek Nr. 283), wolnymi od opłat pocztowych.

Wydawca: ROMAN NOWICKI. REDAKCJA i ADMINISTRACJA: **Czerwonego Krzyża 21/23 m. 6.**
Redaktor odp.: TADEUSZ STAWIŃSKI **tel. 2.05.67, czynne codziennie od godz. 17 do 18.**

3978 — Zakłady Drukarskie W. Piekarniaka, Warszawa, Ordynacka 3, tel. 644-59.